

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน



นายอภิชัย สุยะพันธ์

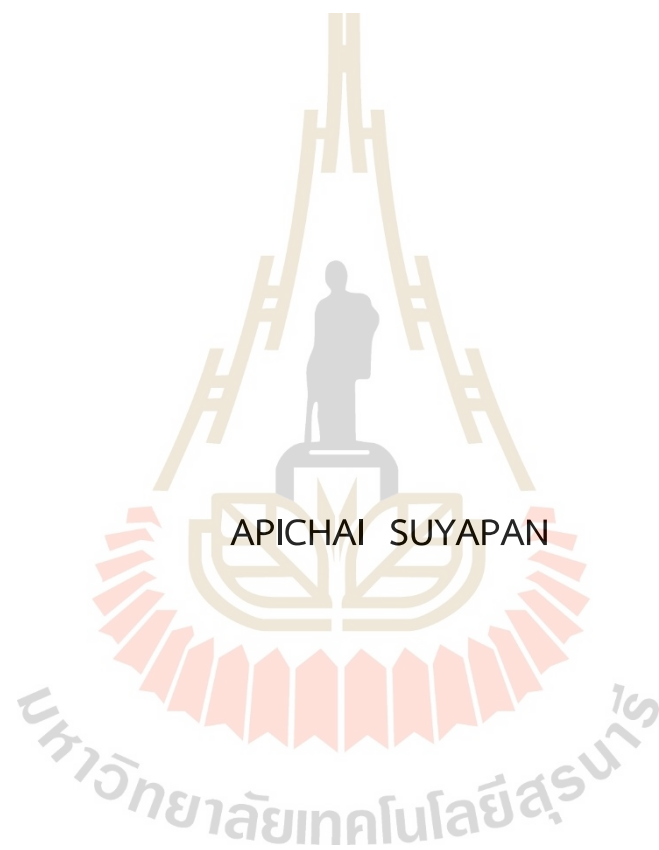
วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ปีการศึกษา 2564

ADAPTIVE STABILIZATION OF
AIRCRAFT ELECTRICAL POWER SYSTEMS



A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the
Degree of Doctor of Philosophy in Electrical Engineering
Suranaree University of Technology
Academic Year 2021

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อนุมัติให้บัณฑิตวิทยาลัยฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา
ตามหลักสูตรปริญญาคุณวุฒิบัณฑิต

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์



(รศ. ดร.เดชา พวงดาวเรือง)

ประธานกรรมการ



(รศ. ดร.ก้องพັນ อารีรักษ์)

กรรมการ (อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์)




(รศ. ดร.กীরติ ชยะกุลศิริ)

กรรมการ



(รศ. ดร.กิตติ อรรถกิจมงคล)

กรรมการ



(ผศ. ดร.สุดารัตน์ ขวัญอ่อน)

กรรมการ



(รศ. ดร.ฉัตรชัย โชติษฐยางกูร)

รองอธิการบดีฝ่ายวิชาการและประกันคุณภาพ



(รศ. ดร.พรศิริ จงกล)

คณบดีสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์

อภิชัย สุยะพันธ์ : การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน
(ADAPTIVE STABILIZATION OF AIRCRAFT ELECTRICAL POWER SYSTEMS)

อาจารย์ที่ปรึกษา : รองศาสตราจารย์ ดร.ก้องพันธ์ อารีรักษ์, 283 หน้า

คำสำคัญ : การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว/โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว/แบบจำลองดีคิวิ/
เทคนิคคูปยกลึก/เครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น/การป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้น/
การวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็ก

เครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นเป็นแนวคิดและแนวโน้มที่สำคัญของวิศวกรรมการบินและอวกาศยานสมัยใหม่ที่มีความเป็นไปได้ด้วยความก้าวหน้าและการประยุกต์ใช้งานเทคโนโลยีอิเล็กทรอนิกส์กำลัง โดยเฉพาะอย่างยิ่งวงจรแปลงผันกำลังที่ถูกลำเอียงใช้งานอย่างมากมาย ซึ่งทำให้โหลดโดยส่วนใหญ่ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นเป็นวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุมการทำงาน แต่วงจรแปลงผันกำลังเมื่อมีการควบคุมจะมีพฤติกรรมเปรียบเสมือนโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบ โดยการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินนอกจากจะส่งผลกระทบต่อสมรรถนะการทำงานของระบบควบคุมหรืออาจส่งผลให้เกิดความเสียหายต่อระบบโดยรวมที่มีผลต่อความปลอดภัยของผู้โดยสารภายในเครื่องบินแล้ว ยังส่งผลทำให้ระบบไม่สามารถทำงานต่อได้จนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จึงนำเสนอการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว โดยเริ่มต้นการศึกษาวิจัยจากการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีดีคิวิสำหรับขาดเสถียรภาพการขาดเสถียรภาพของระบบ เพื่อแสดงให้เห็นว่า ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเกิดการขาดเสถียรภาพขึ้นอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว จากนั้นจะดำเนินการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบด้วยการแก้ไขทางด้านแหล่งจ่ายโดยใช้วิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นที่อาศัยเทคนิคคูปยกลึก ซึ่งได้ถูกเพิ่มเข้าไปในระบบควบคุมเดิมที่มีอยู่แล้วของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา เพื่อให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้ แต่อย่างไรก็ตามการบรรเทาการขาดเสถียรภาพไม่เพียงพอที่จะทำให้ระบบทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด ด้วยเหตุนี้การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาจึงได้รับการต่อยอดพัฒนาและนำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ โดยได้ประยุกต์ใช้วิธีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคูปยกลึก ร่วมกับการใช้สมการการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ซึ่งเป็นสมการอย่างง่ายที่สามารถคำนวณค่าอัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคคูปยกลึกที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่มี

การเปลี่ยนแปลง โดยสมการดังกล่าวได้มาจากการหาสมการโพลีโนเมียลด้วยการเลือกเส้นกราฟที่เหมาะสมที่อาศัยเส้นแนวโน้มการขาดเสถียรภาพหรือเส้นอเสถียรภาพจากการวิเคราะห์เสถียรภาพผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีตีคว ซึ่งการตรวจสอบผลของการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อาศัยผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจง การจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ และผลที่ได้จากชุดทดสอบซึ่งสร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการของสถาบันเทคโนโลยีการบินและอวกาศ มหาวิทยาลัยนอตติงแฮม สหราชอาณาจักร ที่มีความสอดคล้องและตรงกัน แสดงให้เห็นว่า วิธีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่นำเสนอสามารถทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้ และผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัวภายหลังจากการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวก็เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้ว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่นำเสนอเป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพ ซึ่งสามารถใช้เพื่อรับประกันการทำงานอย่างมีเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระแสตรงในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นได้



สาขาวิชา วิศวกรรมไฟฟ้า
ปีการศึกษา 2564

ลายมือชื่อนักศึกษา *อภิชัย กุศลพันธ์*
ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา *ปณต อธิษฐ์*

APICHAI SUYAPAN : ADAPTIVE STABILIZATION OF AIRCRAFT ELECTRICAL POWER SYSTEMS. THESIS ADVISOR : ASSOC. PROF. KONGPAN AREERAK, Ph.D., 283 PP.

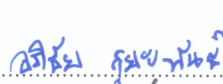
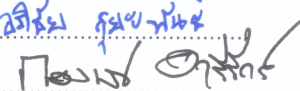
Keyword : Adaptive Stabilization/Constant Power Load (CPL)/DQ model/
Loop-cancellation technique/More Electric Aircraft (MEA)/
Nonlinear feedback/Small-signal stability analysis

The more electric aircraft (MEA) is an important concept and tendency of modern aerospace engineering which is possible through the advances and the applications of power electronic technology, especially a widely used of power converters. Consequently, most loads of the electrical power systems on MEA are regulated power converters. However, the regulated power converters behave as constant power loads (CPLs) which significantly affect the system stability. The system instability on MEA not only affects to the controller performance or may cause damage to the overall systems that affect the passengers safety but also results in the system which cannot operate at the rated power. Therefore, the thesis presents the adaptive stabilization of a single-generator-single-bus DC distribution MEA power system. First, the stability analysis via the linearization technique with the eigenvalue theorem based on the proposed mathematical model derived from the dq method is used for predicting the system unstable point. After that, the instability mitigation via modification at the feeder or source side by using a nonlinear feedback approach called the loop-cancellation technique is added into the existing system control loop of the considered MEA. As a result, the unstable system returns to stable system which can operate continuously. Unfortunately, the instability mitigation cannot make the system always stable of all operating conditions within the rated power. For this reason, the adaptive stabilization of the considered MEA is presented using the loop-cancellation technique with an adaptive stabilization equation, which is a simple equation that can be calculated depending on the power level of the CPL. The equation can be defined from a polynomial curve fitting based on the instability line obtained from the stability analysis via the proposed mathematical model derived from the dq method. The theoretical analysis via the linearization technique with the eigenvalue theorem, the simulation, and the experimental results obtained from

a test rig was performed in the Institute for Aerospace Technology Laboratory, University of Nottingham, United Kingdom to validate the proposed adaptive stabilization. The results show that the proposed adaptive stabilization approach can always provide the stable MEA for all operating conditions within the rated power and the DC bus voltage response both in the transient and the steady-state following on the MIL-STD-704F standard. Consequently, it can be confirmed that the proposed adaptive stabilization is an effective approach which can be used to guarantee the stable operation of the DC electrical power system in the MEA.



School of Electrical Engineering
Academic Year 2021

Student's Signature 
Advisor's Signature 

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์นี้ดำเนินการสำเร็จลุล่วงด้วยดี เนื่องจากได้รับความช่วยเหลืออย่างดียิ่ง ทั้งด้านวิชาการ การดำเนินการวิจัย และการสนับสนุนการวิจัย จากบุคคล กลุ่มบุคคล และหน่วยงาน ต่าง ๆ ดังต่อไปนี้

รองศาสตราจารย์ ดร.กองพัน อารีรักษ์ อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ที่ได้มอบโอกาสทางการศึกษา ถ่ายทอดความรู้และประสบการณ์ ให้คำปรึกษา แนะนำ และแนะแนวทางอันเป็นประโยชน์ยิ่งต่อการดำเนินงานวิจัยวิทยานิพนธ์ รวมถึงได้ช่วยตรวจทานและแก้ไขวิทยานิพนธ์เล่มนี้ จนทำให้มีความสมบูรณ์ยิ่งขึ้น อีกทั้งยังเป็นกำลังใจและเป็นแบบอย่างในการดำเนินชีวิตที่ดี แก่ผู้วิจัยเสมอมา

Prof. Serhiy Bozhko และ Dr. Seang Shen Yeoh อาจารย์ที่ปรึกษาและผู้ดูแล ขณะดำเนินการศึกษาวิจัย ณ สหราชอาณาจักร ที่ได้ถ่ายทอดและแลกเปลี่ยนองค์ความรู้ รวมถึงให้คำแนะนำอันเป็นประโยชน์ และให้การสนับสนุนการดำเนินการสร้างชุดทดสอบของวิทยานิพนธ์ อย่างดียิ่ง

คณาจารย์ประจำสาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี บัณฑิตศึกษา กลุ่มวิจัยอิเล็กทรอนิกส์กำลัง พลังงาน เครื่องจักรกล และการควบคุม ของทั้งมหาวิทยาลัย เทคโนโลยีสุรนารี และมหาวิทยาลัยนอตทิงแฮม สหราชอาณาจักร ที่ได้คำปรึกษา แนะนำ และแลกเปลี่ยนองค์ความรู้ทางด้านวิชาการอย่างเต็มที่มาโดยตลอด

บุคลากรศูนย์เทคโนโลยีการบินและอวกาศ มหาวิทยาลัยนอตทิงแฮม สหราชอาณาจักร ที่ช่วยอำนวยความสะดวกทางด้านเครื่องมือและทรัพยากรสำหรับการดำเนินการสร้างชุดทดสอบ

สำนักงานคณะกรรมการส่งเสริมวิทยาศาสตร์ วิจัยและนวัตกรรม (สกสว.) และสำนักงานการวิจัยแห่งชาติ (วช.) ที่ให้ทุนสนับสนุนการศึกษาระดับปริญญาเอก ภายใต้โครงการปริญญาเอกกาญจนาภิเษก (คปก.) สาขาวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี ตามสัญญาเลขที่ PHD/0089/2560

สุดท้ายนี้ ผู้วิจัยขอกราบขอบพระคุณ นายนรินทร์ สุยะพันธ์ และนางยุพิน สุยะพันธ์ บิดา และมารดาของผู้วิจัย รวมถึงครอบครัวของผู้วิจัย ที่ได้ให้ความรัก กำลังใจ การอบรมเลี้ยงดู และให้การสนับสนุนทางการศึกษาอย่างดียิ่งมาโดยตลอด ตลอดจน ครู อาจารย์ ที่เคารพทุกท่าน ที่ได้ประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้แก่ผู้วิจัย จนทำให้ผู้วิจัยประสบความสำเร็จในชีวิตเรื่อยมา

อภิชัย สุยะพันธ์

สารบัญ

หน้า

| | |
|---|-----------|
| บทคัดย่อ (ภาษาไทย)..... | ก |
| บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ)..... | ค |
| กิตติกรรมประกาศ..... | จ |
| สารบัญ..... | ฉ |
| สารบัญตาราง..... | ฎ |
| สารบัญรูป..... | ฏ |
| บทที่ | |
| 1 บทนำ..... | 1 |
| 1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา..... | 1 |
| 1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย..... | 7 |
| 1.3 ข้อตกลงเบื้องต้น..... | 8 |
| 1.4 ขอบเขตของการวิจัย..... | 9 |
| 1.5 สมมติฐานการวิจัย..... | 9 |
| 1.6 จุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์..... | 10 |
| 1.7 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ..... | 10 |
| 1.8 การจัดรูปเล่มรายงานวิจัยวิทยานิพนธ์..... | 10 |
| 2 ปรัชญาวรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง..... | 13 |
| 2.1 บทนำ..... | 13 |
| 2.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน..... | 13 |
| 2.3 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง..... | 18 |
| 2.4 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น..... | 22 |
| 2.5 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ของระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง..... | 27 |
| 2.6 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง และงานวิจัยที่ได้รับการพัฒนาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์..... | 32 |

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

| | | |
|----------|--|-----------|
| 2.7 | สรุป | 39 |
| 3 | ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา | |
| | และการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์..... | 40 |
| 3.1 | บทนำ | 40 |
| 3.2 | ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา | 40 |
| 3.3 | ทฤษฎีพื้นฐานเกี่ยวกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีตีคิว | 42 |
| 3.4 | การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุม | 46 |
| 3.4.1 | การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์..... | 46 |
| 3.4.2 | การคำนวณมุมการเลื่อนเฟสระหว่างแรงดันไฟฟ้าภายใน และแรงดันไฟฟ้าที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัส ชนิดแม่เหล็กถาวร..... | 53 |
| 3.4.3 | การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์..... | 55 |
| 3.5 | การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบในกรณีที่มีตัวควบคุม | 58 |
| 3.5.1 | การออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา | 58 |
| 3.5.2 | การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ | 66 |
| 3.5.3 | การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์..... | 68 |
| 3.6 | สรุป | 71 |
| 4 | การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน | 72 |
| 4.1 | บทนำ | 72 |
| 4.2 | การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา..... | 72 |
| 4.2.1 | การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้น..... | 73 |
| 4.2.2 | การตรวจสอบความถูกต้องของการวิเคราะห์เสถียรภาพ..... | 79 |
| 4.3 | การเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อ เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา | 81 |
| 4.3.1 | การเปลี่ยนแปลงความถี่ของไฟฟ้ากระแสสลับ ที่ผลิตได้จากเครื่องกำเนิดไฟฟ้า..... | 82 |
| 4.3.2 | การเปลี่ยนแปลงความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้า..... | 84 |

สารบัญ (ต่อ)

| | หน้า |
|----------|--|
| 4.3.3 | การเปลี่ยนแปลงความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุที่ปัสไฟฟ้ากระแสตรง.....86 |
| 4.3.4 | การเปลี่ยนแปลงอัตราส่วนการหน่วงของลูปควบคุม.....88 |
| 4.3.5 | การเปลี่ยนแปลงความถี่ธรรมชาติของลูปควบคุม.....89 |
| 4.3.6 | การเปลี่ยนแปลงอัตราขยายจรูป.....91 |
| 4.4 | สรุป.....94 |
| 5 | การบรรเทาการขาดเสถียรภาพและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว |
| | ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน.....96 |
| 5.1 | บทนำ.....96 |
| 5.2 | การบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก.....97 |
| 5.2.1 | ทฤษฎีพื้นฐานเกี่ยวกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก.....97 |
| 5.2.2 | การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา เมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ.....103 |
| 5.2.3 | การวิเคราะห์เสถียรภาพและ การยืนยันผลการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ.....110 |
| 5.3 | การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา.....122 |
| 5.4 | สรุป.....131 |
| 6 | การสร้างชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน.....133 |
| 6.1 | บทนำ.....133 |
| 6.2 | การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับ เสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา.....134 |
| 6.2.1 | การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์.....135 |
| 6.2.2 | การศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพ.....151 |
| 6.3 | การสร้างชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา.....162 |
| 6.3.1 | ระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับ.....164 |
| 6.3.2 | วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟและระบบควบคุม.....165 |

สารบัญ (ต่อ)

| | หน้า |
|--|------------|
| 6.3.3 ส่วนประกอบทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง..... | 178 |
| 6.3.4 โหลดของระบบ..... | 179 |
| 6.3.5 ผลการทดสอบระบบควบคุมของชุดทดสอบ | 185 |
| 6.4 สรุป..... | 187 |
| 7 ผลการทดสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน..... | 189 |
| 7.1 บทนำ..... | 189 |
| 7.2 ผลการทดสอบการขาดเสถียรภาพและ การเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพ..... | 190 |
| 7.2.1 ผลการทดสอบการขาดเสถียรภาพ | 190 |
| 7.2.2 การทดสอบเสถียรภาพเมื่ออัตราส่วนการหน่วง ของลูปควบคุมมีการเปลี่ยนแปลง..... | 192 |
| 7.2.3 การทดสอบเสถียรภาพเมื่อความถี่ธรรมชาติ ของลูปควบคุมมีการเปลี่ยนแปลง..... | 194 |
| 7.2.4 การทดสอบเสถียรภาพเมื่ออัตราการขยายตรูบมีการเปลี่ยนแปลง..... | 196 |
| 7.3 ผลการทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ | 198 |
| 7.4 ผลการทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว | 203 |
| 7.5 สรุป..... | 206 |
| 8 สรุปและข้อเสนอแนะ..... | 207 |
| 8.1 สรุป..... | 207 |
| 8.2 สรุปจุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์..... | 216 |
| 8.3 ข้อเสนอแนะเพื่อการพัฒนางานวิจัยในอนาคต..... | 216 |
| รายการอ้างอิง..... | 218 |
| ภาคผนวก | |
| ภาคผนวก ก. บทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ ในระหว่างการทำวิทยานิพนธ์ | 225 |
| ภาคผนวก ข. โปรแกรมการคำนวณการไหลของกำลังไฟฟ้าและการคำนวณ ค่าในสถานะคงตัวด้วยการคำนวณเชิงตัวเลขของนิวตันและราฟสัน..... | 254 |

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

| | | |
|----------------------|---|-----|
| ภาคผนวก ค. | ชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังร่วมกับ SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB | 258 |
| ภาคผนวก ง. | โปรแกรมการสร้างสมการอย่างง่ายของค่าอัตราขยายป้อนกลับ ของเทคนิคลูปยกเล็กสำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว..... | 262 |
| ภาคผนวก จ. | การวัดค่าพารามิเตอร์ของชุดทดสอบด้วยการใช้ มัลติมิเตอร์แบบไวต่อเฟสร่วมกับการใช้เครื่องวิเคราะห์อิมพีแดนซ์ | 266 |
| ภาคผนวก ฉ. | โปรแกรมการควบคุมและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ของชุดทดสอบบนบอร์ด DSP TMS320C6713 ร่วมกับ บอร์ด FPGA ProAsic3 A3P400 | 271 |
| ประวัติผู้เขียน..... | | 283 |



สารบัญตาราง

| ตารางที่ | หน้า |
|----------|--|
| 2.1 | งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน.....14 |
| 2.2 | งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง.....19 |
| 2.3 | งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น22 |
| 2.4 | งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ของระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง.....27 |
| 2.5 | งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง.....32 |
| 2.6 | ข้อดีและข้อจำกัดของแนวทางการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ด้วยวิธีการหน่วงแบบแอกทีฟ37 |
| 3.1 | พารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาในรูปแบบที่ 3.1 ในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุม.....56 |
| 3.2 | พารามิเตอร์ของระบบควบคุมของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาในรูปแบบที่ 3.1.....69 |
| 6.1 | พารามิเตอร์ของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในรูปแบบที่ 6.1148 |
| 6.2 | ความสัมพันธ์ระหว่าง θ^* และเซกเตอร์ของการสร้างสัญญาณพัลส์ด้วยวิธี SVPWM.....175 |
| 6.3 | พารามิเตอร์สำหรับการออกแบบวงจรแปลงผันแบบบัคค์.....181 |
| 6.4 | พารามิเตอร์สำหรับการออกแบบตัวควบคุมฟีดแบ็คของวงจรแปลงผันแบบบัคค์.....182 |

สารบัญรูป

| รูปที่ | | หน้า |
|--------|---|------|
| 2.1 | สถาปัตยกรรมของเครื่องบินรุ่นแรกและเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น..... | 17 |
| 2.2 | สถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง | 17 |
| 2.3 | คุณลักษณะสมบัติแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว | 21 |
| 2.4 | แผนภาพการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น | 25 |
| 2.5 | ระดับของการสร้างแบบจำลองของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น | 31 |
| 2.6 | แผนภาพการบรรเทาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว..... | 36 |
| 3.1 | ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา | 41 |
| 3.2 | แผนภาพเวกเตอร์การแปลงของคลาร์ก | 42 |
| 3.3 | แผนภาพเวกเตอร์การแปลงแกน $\alpha\beta$ เป็นแกน dq | 44 |
| 3.4 | แผนภาพเวกเตอร์การแปลงของปาร์ค | 44 |
| 3.5 | วงจรสมมูลของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรบนแกนหมุนดีคิว..... | 48 |
| 3.6 | วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแยกที่ฟ..... | 48 |
| 3.7 | วงจรสมมูลของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแยกที่ฟบนแกนหมุนดีคิว | 50 |
| 3.8 | แผนภาพเวกเตอร์การแปลงดีคิวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา | 51 |
| 3.9 | วงจรสมมูลอย่างง่ายบนแกนหมุนดีคิวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุม..... | 52 |
| 3.10 | แผนภาพการไหลของกำลังไฟฟ้าหนึ่งเฟส..... | 53 |
| 3.11 | การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของสัญญาณ I_d และ I_q | 57 |
| 3.12 | การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ของสัญญาณ V_{dc} , I_c และ V_b | 57 |
| 3.13 | แผนภาพบล็อกของรูปการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี..... | 60 |
| 3.14 | แผนภาพบล็อกของรูปการควบคุมแรงดันไฟฟ้า | 63 |
| 3.15 | ลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าสำหรับการควบคุมแบบครูป | 65 |
| 3.16 | แผนภาพบล็อกของระบบควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา..... | 66 |

สารบัญรูป (ต่อ)

| รูปที่ | หน้า |
|--------|--|
| 3.17 | การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของสัญญาณ I_d และ I_q70 |
| 3.18 | การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ของสัญญาณ V_{dc} , I_c และ V_b70 |
| 4.1 | ค่าเจาะจงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา เมื่อ $P_{CPL} = 30$ kW77 |
| 4.2 | ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา เมื่อ P_{CPL} มีการเปลี่ยนแปลง.....78 |
| 4.3 | ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาที่ใช้สำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพ79 |
| 4.4 | การยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์80 |
| 4.5 | ผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบจากการเปลี่ยนแปลง f_e82 |
| 4.6 | ผลการจำลองสถานการณ์เมื่อ f_e มีการเปลี่ยนแปลง.....83 |
| 4.7 | ผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบจากการเปลี่ยนแปลง ความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้า.....84 |
| 4.8 | ผลการจำลองสถานการณ์เมื่อความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้ามีการเปลี่ยนแปลง.....85 |
| 4.9 | ผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบจากการเปลี่ยนแปลง C_b86 |
| 4.10 | ผลการจำลองสถานการณ์เมื่อ C_b มีการเปลี่ยนแปลง.....87 |
| 4.11 | ผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบจากการเปลี่ยนแปลง ζ_v และ ζ_i88 |
| 4.12 | ผลการจำลองสถานการณ์เมื่อ ζ_v และ ζ_i มีการเปลี่ยนแปลง.....89 |
| 4.13 | ผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบจากการเปลี่ยนแปลง ω_{nv} และ ω_{ni}90 |
| 4.14 | ผลการจำลองสถานการณ์เมื่อ ω_{nv} และ ω_{ni} มีการเปลี่ยนแปลง.....91 |
| 4.15 | ผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบจากการเปลี่ยนแปลง K_D92 |
| 4.16 | ผลการจำลองสถานการณ์เมื่อ K_D มีการเปลี่ยนแปลง.....92 |
| 5.1 | แผนภาพบล็อกของวงจรแปลงผันแบบบัสคัทที่มีเทคนิคคู่ยกเล็ก.....98 |
| 5.2 | ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ด้วยเทคนิคคู่ยกเล็ก.....101 |
| 5.3 | แผนภาพบล็อกของระบบควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา เมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคู่ยกเล็ก103 |

สารบัญรูป (ต่อ)

| รูปที่ | หน้า |
|--------|--|
| 5.4 | การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เมื่อ $K_{FB} = 0$108 |
| 5.5 | การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เมื่อ $K_{FB} = 0.25$109 |
| 5.6 | ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาที่ใช้สำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ.....114 |
| 5.7 | การยืนยันผลการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยการจำลองสถานการณ์ บนคอมพิวเตอร์ เมื่อ $P_{CPL} = 35$ kW116 |
| 5.8 | ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา ณ $P_{CPL} = 35$ kW เมื่อ K_{FB} มีการเปลี่ยนแปลง.....117 |
| 5.9 | การยืนยันผลการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์119 |
| 5.10 | แผนภาพการกำหนดสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว122 |
| 5.11 | การหาสมการโพลีโนเมียลด้วยการเลือกเส้นกราฟที่เหมาะสม ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา.....124 |
| 5.12 | ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว.....125 |
| 5.13 | ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว126 |
| 5.14 | การยืนยันผลการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์128 |
| 5.15 | การยืนยันความคงทนของวิธีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ด้วยการจำลองสถานการณ์.....129 |
| 6.1 | โครงสร้างของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา.....134 |
| 6.2 | วงจรสมมูลของวงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับบนแกนหมุนดีคิว.....137 |
| 6.3 | วงจรสมมูลของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟบนแกนหมุนดีคิว138 |
| 6.4 | แผนภาพเวกเตอร์การแปลงดีคิวของชุดทดสอบ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา138 |
| 6.5 | วงจรสมมูลอย่างง่ายบนแกนหมุนดีคิวของชุดทดสอบ ในกรณีที่ไม่มียระบบควบคุมและไม่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว.....140 |
| 6.6 | แผนภาพบล็อกของระบบควบคุมของชุดทดสอบ เมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปลูกเล็ก141 |

สารบัญรูป (ต่อ)

| รูปที่ | หน้า |
|--------|--|
| 6.7 | แผนภาพบล็อกการทำงานของเฟสล็อกกลุ๊ป.....143 |
| 6.8 | การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เมื่อ $K_{FB} = 0$149 |
| 6.9 | การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เมื่อ $K_{FB} = 0.25$150 |
| 6.10 | ค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบที่ใช้สำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพ.....155 |
| 6.11 | ผลบรรเทาการขาดเสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์ บนคอมพิวเตอร์ที่ $P_{CPL} = 1.4$ kW.....156 |
| 6.12 | การหาสมการโพลีโนเมียลด้วยการเลือกเส้นกราฟที่เหมาะสมของชุดทดสอบ.....159 |
| 6.13 | ค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว.....160 |
| 6.14 | ภาพรวมของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา.....162 |
| 6.15 | ภาพขยายสำหรับมุมมองด้านหน้าและมุมมองด้านบนของชุดทดสอบ.....163 |
| 6.16 | ระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับของชุดทดสอบ.....164 |
| 6.17 | วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟของชุดทดสอบ.....165 |
| 6.18 | แผนภาพบล็อกอุปกรณ์ควบคุมวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟของชุดทดสอบ.....166 |
| 6.19 | ชุดบอร์ดประมวลผลของชุดทดสอบ.....167 |
| 6.20 | ชุดบอร์ดต่อประสาน.....169 |
| 6.21 | ชุดอุปกรณ์ตรวจวัดแรงดันไฟฟ้า.....170 |
| 6.22 | ชุดอุปกรณ์ตรวจวัดกระแสไฟฟ้า.....172 |
| 6.23 | ผังงานการทำงานของโปรแกรมระบบควบคุมของชุดทดสอบ.....172 |
| 6.24 | แผนภาพเซกเตอร์และเวกเตอร์แรงดันไฟฟ้า ของการสร้างสัญญาณพัลส์ด้วยวิธี SVPWM.....176 |
| 6.25 | ส่วนประกอบทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงของชุดทดสอบ.....178 |
| 6.26 | โพลความต้านทานของชุดทดสอบ.....179 |
| 6.27 | วงจรแปลงผันแบบบัคค์ที่มีการควบคุม ซึ่งใช้แทนโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวของชุดทดสอบ.....180 |
| 6.28 | ผลการทดสอบและตรวจสอบสมรรถนะของระบบควบคุมของชุดทดสอบในกรณีที่ 1.....186 |
| 6.29 | ผลการทดสอบและตรวจสอบสมรรถนะของระบบควบคุมของชุดทดสอบในกรณีที่ 2.....187 |

สารบัญรูป (ต่อ)

| รูปที่ | หน้า |
|--------|--|
| 7.1 | ผลการทดสอบการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน191 |
| 7.2 | ผลกระทบต่อเสถียรภาพของชุดทดสอบจากการเปลี่ยนแปลง ζ_v และ ζ_i193 |
| 7.3 | ผลการทดสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบเมื่อ ζ_v และ ζ_i มีการเปลี่ยนแปลง.....193 |
| 7.4 | ผลกระทบต่อเสถียรภาพของชุดทดสอบจากการเปลี่ยนแปลง ω_{nv} และ ω_{ni}195 |
| 7.5 | ผลการทดสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบเมื่อ ω_{nv} และ ω_{ni} มีการเปลี่ยนแปลง.....195 |
| 7.6 | ผลกระทบต่อเสถียรภาพของชุดทดสอบจากการเปลี่ยนแปลง K_D196 |
| 7.7 | ผลการทดสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบเมื่อ K_D มีการเปลี่ยนแปลง.....197 |
| 7.8 | ผลการทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน199 |
| 7.9 | ผลการทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน202 |
| 8.1 | แผนภาพการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลัง ด้วยองค์ความรู้และแนวทางที่สรุปได้จากงานวิจัยวิทยานิพนธ์215 |
| ค.1 | ชุดบล็อก SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินในกรณีที่ไม่มีความควบคุม.....259 |
| ค.2 | ชุดบล็อก SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินในกรณีที่มีความควบคุม.....259 |
| ค.3 | ชุดบล็อก SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ในกรณีที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคุปยกเล็ก.....260 |
| ค.4 | ชุดบล็อก SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ในกรณีที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว260 |
| ค.5 | ชุดบล็อก SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB ของชุดทดสอบ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน261 |
| จ.1 | การวัดหาค่าพารามิเตอร์ของวงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ.....267 |
| จ.2 | การวัดหาค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง268 |
| จ.3 | การวัดหาค่าพารามิเตอร์ของสายส่งกำลังไฟฟ้ากระแสตรง.....268 |

สารบัญรูป (ต่อ)

| รูปที่ | | หน้า |
|--------|---|------|
| จ.4 | การวัดหาค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง | 269 |
| จ.5 | การวัดหาค่าความเหนี่ยวนำของตัวเหนี่ยวนำของวงจรแปลงผันแบบบัคค์ | 269 |
| จ.6 | การวัดหาค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุของวงจรแปลงผันแบบบัคค์..... | 270 |



บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

เครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น (More Electric Aircraft : MEA) เป็นแนวคิดและแนวโน้มที่สำคัญของวิศวกรรมการบินสมัยใหม่ ที่พยายามจะแทนที่การใช้แหล่งพลังงานย่อย ซึ่งเป็นแหล่งพลังงานสำหรับโหลดทั้งหมดบนเครื่องบินและเป็นแหล่งพลังงานที่ได้มาจากเครื่องยนต์ของเครื่องบินที่เป็นแหล่งพลังงานหลัก จากเดิม 4 ระบบคือ ระบบไฟฟ้า (electrical system) ระบบนิวแมติก (pneumatic system) ระบบไฮดรอลิก (hydraulic system) และระบบทางกล (mechanical system) ในสถาปัตยกรรมของเครื่องบินรุ่นแรกหรือยุคแรก (conventional aircraft) ด้วยการใช้แหล่งพลังงานย่อยจากระบบไฟฟ้าเพียงระบบเดียวในสถาปัตยกรรมของเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ยกตัวอย่างเช่น ระบบควบคุมอากาศภายในห้องโดยสาร (Environmental Control System : ECS) ระบบป้องกันและละลายน้ำแข็งบนปีกของเครื่องบิน (Wings Ice Protection System : WIPS) จากเดิมที่ใช้ระบบนิวแมติกจะถูกแทนที่ด้วยการใช้ปั๊มลมไฟฟ้า (electrical air pumps) และอุปกรณ์ให้ความร้อนด้วยไฟฟ้า (electrical heaters) ตัวขับเคลื่อนหรือตัวกระตุ้นแบบไฮดรอลิก (hydraulic actuators) จะถูกแทนที่ด้วยการใช้ตัวขับเคลื่อนหรือตัวกระตุ้นแบบกลไฟฟ้า (electro-mechanical actuators) การปั๊มน้ำมันเชื้อเพลิงของเครื่องยนต์ (fuel and oil pumping) ที่ใช้ระบบทางกลจะถูกแทนที่ด้วยการใช้ระบบไฟฟ้าที่อาศัยปั๊มเชื้อเพลิงไฟฟ้าและอุปกรณ์เสริม (electrical fuel-pumping ancillaries) เป็นต้น โดยแนวคิดและแนวโน้มในการพัฒนาเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นมีจุดประสงค์และเป้าหมายเพื่อลดต้นทุนการทำงาน การใช้เชื้อเพลิง น้ำหนักโดยรวมของเครื่องบิน ค่าบำรุงรักษาของระบบ ผลกระทบต่อสิ่งแวดล้อม และเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือของระบบโดยรวมบนเครื่องบิน ซึ่งระบบไฟฟ้าเป็นระบบเดียวที่ถูกเลือกใช้งานเนื่องจากพลังงานไฟฟ้าเป็นพลังงานที่สะอาด มีข้อดีในแง่ของความยืดหยุ่นที่สามารถประยุกต์ใช้งานได้อย่างกว้างขวาง และการวินิจฉัยขั้นสูง (advanced diagnostics) ที่สามารถคาดการณ์หรือทำนายความผิดปกติ ความผิดปกติ และอายุการใช้งานของอุปกรณ์ภายในระบบซึ่งสามารถใช้สำหรับการบำรุงรักษาเชิงป้องกัน (preventative maintenance) ได้ โดยระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสสลับ (AC distribution system) เป็นระบบจำหน่ายกำลังไฟฟ้าแรกที่ถูกนำมาใช้เป็นแหล่งพลังงานย่อยในระบบไฟฟ้ากำลัง (Electrical Power System : EPS) บนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ดังเช่นในสถาปัตยกรรมของเครื่องบินโบอิง 767 (Boeing 767) และ

แอร์บัส เอ 330 (Airbus A330) เป็นต้น จากนั้นพัฒนามาเป็นระบบจำหน่ายแบบผสม (hybrid distribution system) ที่ใช้ทั้งไฟฟ้ากระแสสลับร่วมกับไฟฟ้ากระแสตรง เช่น เครื่องบิน โบอิง 787 (Boeing 787) และแอร์บัส เอ380 (Airbus A380) เป็นต้น แต่ในปัจจุบันและในอนาคต มีแนวโน้มที่จะใช้ระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสตรง (DC distribution system) เนื่องจากมีข้อดี เมื่อเปรียบเทียบกับระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสสลับและแบบผสมคือ มีประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือของระบบสูง ไม่จำเป็นต้องมีอุปกรณ์สำหรับชดเชยกำลังไฟฟ้ารีแอกทีฟ ทำให้น้ำหนักเบาและสามารถลดกำลังงานสูญเสียที่เกิดขึ้นในระบบได้ (Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., De Lillo, L., and Thomas, D.W.P., 2012; Department of Defense Interface Standard, 2004; Emadi, A., and Ehsani, M., 2000; Gao, F., and Bozhko, S.V., 2016; Gao, F., Bozhko, S.V., Costabeber, A., Asher, G.M., and Wheeler, P., 2017; Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S.V., Hill, C., and Asher, G., 2015; Huangfu, Y., Pang, S., Nahid-Mobarakeh, B., Guo, L., Rathore, A.K., and Gao, F., 2018; Rosero, J.A., Ortaga, J.A., Aldabas, E., and Romeral, L., 2007; Wheeler, P., and Bozhko, S.V., 2014; Yeoh, S.S., Rashed, M., Sanders, M., and Bozhko, S.V., 2019)

แนวคิดและแนวโน้มของเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นมีความเป็นไปได้ด้วยความก้าวหน้าและการประยุกต์ใช้งานเทคโนโลยีอิเล็กทรอนิกส์กำลัง (power electronic) ในการแปลงและควบคุมพลังงานไฟฟ้าภายในระบบ โดยเฉพาะอย่างยิ่งวงจรแปลงผันกำลัง (power converter) (Abu-Rub, H., Malinowski, M., and Al-Haddad, K., 2014; Rosero, J.A., Ortaga, J.A., Aldabas, E., and Romeral, L., 2007; Wheeler, P., and Bozhko, S.V., 2014) ไม่ว่าจะเป็น วงจรแปลงผันเอซีเป็นดีซี ดีซีเป็นดีซี ดีซีเป็นเอซี และเอซีเป็นเอซี ที่มีการควบคุมการทำงาน ซึ่งถูกนำมาใช้งานอย่างมากมาย เนื่องจากสามารถควบคุมการทำงานได้ง่าย มีประสิทธิภาพสูง และมีการดูแลบำรุงรักษาต่ำ ดังนั้นจึงทำให้โหลดโดยส่วนใหญ่ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นเป็นวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุมการทำงาน ยกตัวอย่างเช่น วงจรแปลงผันกำลังที่เชื่อมต่อกับมอเตอร์ไฟฟ้าเพื่อควบคุมกระแสไฟฟ้าและความเร็วรอบของมอเตอร์ วงจรแปลงผันเอซีเป็นดีซีหรือดีซีเป็นดีซีที่มีการควบคุมแรงดันสัญญาณขาออก เป็นต้น แต่วงจรแปลงผันกำลังเมื่อมีการควบคุมจะมีพฤติกรรมเปรียบเสมือนโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (Constant Power Loads : CPLs) ซึ่งโหลดในลักษณะนี้ จะมีลักษณะเป็นค่าตัวต้านทานติดลบ (negative impedance) ต่อระบบโดยรวม ที่นอกจากจะส่งผลทำให้ระบบมีความไม่เป็นเชิงเส้น (nonlinearities) เกิดขึ้น กล่าวคือ เป็นระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น (nonlinear system) แล้ว ยังส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบอีกด้วย ซึ่งการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังอาจส่งผลต่อสมรรถนะการทำงานของระบบควบคุมหรืออาจส่งผลให้เกิดความเสียหายต่อระบบโดยรวมได้ (Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., De Lillo, L., and Thomas, D.W.P., 2012; Areerak, K-N., Wu, T., Bozhko, S.V., Asher, G.M.,

and Thomas, D.W.P., 2011; Emadi, A., Fahimi, B., and Ehsani, M., 1999; Emadi, A., Khaligh, A., Rivetta, C., and Williamson, G.A., 2006; Gao, F., and Bozhko, S.V., 2016; Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S.V., Hill, C., and Asher, G., 2015; Griffo, A., and Wang, J., 2012; Rivetta, C., Williamson, G.A., and Emadi, A., 2005) ดังนั้นการวิเคราะห์เสถียรภาพสำหรับระบบไฟฟ้าที่มีโหลดเป็นแบบกำลังไฟฟ้าคงตัวจึงเป็นสิ่งจำเป็นอย่างมาก โดยเฉพาะอย่างยิ่งระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้น ที่เป็นระบบไฟฟ้าแบบอิสระ (stand-alone system) และมีโหลดโดยส่วนใหญ่เป็นวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุม ซึ่งการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าไม่เพียงแต่ส่งผลกระทบต่อสมรรถนะการทำงานของระบบควบคุมเท่านั้น แต่อาจส่งผลให้เกิดความเสียหายกับระบบโดยรวมที่มีผลต่อความปลอดภัยของผู้โดยสารภายในเครื่องบินได้ ซึ่งเป็นเหตุการณ์ที่ไม่ควรเกิดขึ้นในทุก ๆ ระยะทางและระยะเวลาทำการบิน จากงานวิจัยในอดีตจนถึงปัจจุบันได้มีการศึกษาและนำเสนอวิธีการสำหรับการตรวจสอบและการวิเคราะห์เสถียรภาพเพื่อให้สามารถคาดเดาจุดการขาดเสถียรภาพของระบบซึ่งสามารถนำไปใช้หลีกเลี่ยงการทำงานของระบบ ณ จุดดังกล่าวได้โดยวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นมีอยู่มากมายหลากหลายวิธี แต่ถูกจำแนกออกเป็น 2 วิธีการหลัก ๆ คือ วิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเชิงเส้นหรือวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็ก (small-signal stability analysis) และวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้นหรือวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดใหญ่ (large-signal stability analysis) โดยวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็กเป็นวิธีการวิเคราะห์ที่อาศัยทฤษฎีบทควบคุมที่เป็นเชิงเส้น ประกอบด้วย การทำให้เป็นเชิงเส้น (linearization) ทฤษฎีบทค่าเจาะจง (eigenvalue theorem) และเกณฑ์ของมิดเดิลบรูค (Middlebrook's criteria) ในขณะที่วิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดใหญ่เป็นวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นโดยตรงด้วยทฤษฎีบทควบคุมที่ไม่เป็นเชิงเส้น ประกอบด้วย การวิเคราะห์ระนาบเฟส (phase plane analysis) วิธีการโดยตรงของเลียปูนอฟ (Lyapunov's direct method) วิธีฟังก์ชันพรรณนา (describing function) เกณฑ์ของโปพอฟ (Popov's criteria) และเกณฑ์วงกลม (circle criteria) โดยแต่ละวิธีมีข้อดีและข้อเสียที่แตกต่างกันออกไป (อภิชัย สุยะพันธ์, 2558; Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., De Lillo, L., and Thomas, D.W.P., 2012; Areerak, K-N., Wu, T., Bozhko, S.V., Asher, G.M., and Thomas, D.W.P., 2011; Cespedes, M., and Sun, J., 2014; Du, W., Zhang, J., Zhang, Y., and Qian, Z., 2013; Feng, X., Liu, J., and Lee, F.C., 2002; Gao, F., and Bozhko, S.V., 2016; Gao, F., Bozhko, S.V., Costabeber, A., Asher, G.M., and Wheeler, P., 2017; Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S.V., Hill, C., and Asher, G., 2015; Griffo, A., and Wang, J., 2012; Kabalan, M., Singh, P., and Niebur, D., 2016; Khalil, H.K., 1996; Marx, D., Magne, P., Nahid-Mobarakeh, B., Pierfederici, S., and Davat, B., 2012; Middlebrook, R.D., 1976; Riccobono, A., and Santi, E., 2014; Slotine, J.J.E, and Li, W.,

1991; Wen, B., Boroyevich, D., Burgos, R., Mattavelli, P., and Shen, Z., 2015) แต่อย่างไรก็ตามการวิเคราะห์เสถียรภาพไม่ว่าจะอาศัยวิธีการใดที่ได้กล่าวมาแล้ว ทำได้เพียงแค่คาดเดาจุดการขาดเสถียรภาพของระบบได้เท่านั้น แต่ไม่สามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมา มีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้ ดังนั้นจึงได้มีงานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันศึกษาและนำเสนอวิธีการสำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพเพื่อทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมา มีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้ โดยการบรรเทาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจาก โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีแนวคิดพื้นฐานเกี่ยวข้องกับการชดเชยหรือกำจัดผลของ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวด้วยการเพิ่มการหน่วงของระบบ (system damping) ผ่านการดำเนินการแก้ไข (modifications) ที่สามารถแบ่งออกได้เป็น 2 วิธีการคือ การหน่วงแบบพาสซีฟ (Passive Damping) และการหน่วงแบบแอกทีฟ (Active Damping) โดยที่การหน่วงแบบพาสซีฟ (Cespedes, M., Xing, L., and Sun, J., 2011; Fulwani, D.K., and Singh, S., 2016) เป็นวิธีการที่อาศัยการแก้ไข ฮาร์ดแวร์ (hardware modifications) ด้วยการเพิ่มค่าตัวเก็บประจุไฟฟ้าหรือลดค่าตัวเหนี่ยวนำของ วงจรกรอง รวมถึงการเพิ่มอุปกรณ์พาสซีฟ ได้แก่ ตัวต้านทาน หรือตัวต้านทานและตัวเก็บประจุไฟฟ้า หรือตัวต้านทานและตัวเหนี่ยวนำ เข้าไปในระบบเพื่อทำให้การหน่วงของระบบมีค่าเพิ่มสูงขึ้น ซึ่งส่งผลทำให้ระบบสามารถจ่ายโหลดได้เพิ่มมากขึ้น นั่นคือ ระบบมีเสถียรภาพเพิ่มขึ้น โดยวิธีการหน่วงแบบพาสซีฟนี้เป็นวิธีการที่ง่ายต่อการออกแบบและการนำไปใช้งานจริงในทางปฏิบัติ แต่มีข้อเสียคือ ทำให้ขนาด น้ำหนัก และราคาของระบบโดยรวมเพิ่มสูงมากขึ้น เกิดกำลังงานสูญเสียเพิ่มขึ้นในระบบ ซึ่งส่งผลทำให้ประสิทธิภาพของระบบลดลง ในขณะที่การหน่วงแบบแอกทีฟ (Fulwani, D.K., and Singh, S., 2016; Huangfu, Y., Pang, S., Nahid-Mobarakeh, B., Guo, L., Rathore, A.K., and Gao, F., 2018; Li, Y., Vannorsdel, L.R., Zirger, A.J., Norris, M., and Makismovic, D., 2012; Magne, P., Marx, D., Nahid-Mobarakeh, B., and Pierfedrici, S., 2012; Magne, P., Nahid-Mobarakeh, B., and Pierfedrici, S., 2013; Mohamed, Y.R., Radwan, A., and Lee, T., 2012; Radwan, A., and Mohamed, Y.R., 2012; Rahimi, A., and Emadi, A., 2009; Rahimi, A.M., Williamson, G.A., and Emadi, A., 2010; Sopapirm, T., Areerak, K-N., Bozhko, S., Hill, C., Suyapan, A., and Areerak, K-L, 2018; Wu, M., and Lu, D.D., 2015; Zhang, X., Xu, L., Li, Y., Zheng, Z., and Wang, K., 2016) เป็นวิธีการที่อาศัยการแก้ไข โครงสร้างควบคุม (control structures modifications) ด้วยการสร้างสัญญาณชดเชย (compensation signal) หรือสัญญาณสร้างเสถียรภาพ (stabilizing signal) ฉีดเข้าไปในโครงสร้างของระบบควบคุมเพื่อสร้างผลการหน่วงเสมือน (virtual damping effect) ซึ่งทำให้การหน่วงของระบบมีค่าเพิ่มสูงขึ้น นั่นคือ ทำให้ระบบมีเสถียรภาพเพิ่มขึ้น โดยวิธีการหน่วงแบบแอกทีฟนี้ไม่มีการแก้ไขฮาร์ดแวร์ ดังนั้นจึงทำให้ระบบมีประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือสูง ด้วยเหตุนี้งานวิจัยในปัจจุบันจึงเลือกใช้วิธีการหน่วงแบบแอกทีฟสำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบ ซึ่ง

การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยวิธีการหวนแบบแอกทีฟ เมื่อแบ่งตามลักษณะของการป้อนกลับ จะแบ่งออกเป็น 2 วิธีการ คือ การป้อนกลับแบบเชิงเส้น (linear feedback) และการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้น (nonlinear feedback) โดยวิธีการป้อนกลับแบบเชิงเส้นเป็นวิธีการสร้างสัญญาณชดเชยที่อาศัยหลักการอิมพีแดนซ์เสมือน (virtual impedance) ซึ่งวิธีการนี้มีข้อเสีย คือ สามารถชดเชยผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้ในปริมาณที่จำกัด ในขณะที่วิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นเป็นวิธีการที่สร้างสัญญาณชดเชยโดยอาศัยเทคนิคการควบคุมแบบไม่เป็นเชิงเส้น (nonlinear control technique) เช่น การควบคุมโหมดการเลื่อน (sliding mode control) การควบคุมตำแหน่งโพล (state space poles placement) เทคนิคลูปยกเลิก (loop-cancellation technique) การใช้โครงข่ายประสาทเทียม (neural networks) เป็นต้น ดังนั้นวิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นนี้จึงสามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้อย่างไม่จำกัด วิธีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพโดยส่วนใหญ่ถูกนำเสนอไว้สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพของ วงจรแปลงผันดีซีเป็นดีซี สำหรับวงจรแปลงผันเอซีเป็นดีซีอาจใช้วงจรบัฟเฟอร์กำลัง (Power Buffers) (Logue, D.L., and Krein, P.T., 2001; Weaver, W.W., and Krein, P.T., 2009; Zhang, X., Vilathgamuwa, D.M., Tseng, K.J., Bhangu, B.S., and Gajanayake, C.J., 2013) หรือ ประยุกต์ใช้วิธีการของวงจรแปลงผันดีซีเป็นดีซีสำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพได้

การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยวิธีการหวนแบบแอกทีฟสามารถดำเนินการได้ด้วยการแก้ไขที่แบ่งออกได้เป็น 3 แนวทางคือ แนวทางที่ 1 การดำเนินการแก้ไขทางด้านแหล่งจ่าย (modification at feeder or source side) (Cespedes, M., Xing, L., and Sun, J., 2011; Fulwani, D.K., and Singh, S., 2016; Li, Y., Vannorsdel, L.R., Zirger, A.J., Norris, M., and Makismovic, D., 2012; Rahimi, A., and Emadi, A., 2009; Radwan, A., and Mohamed, Y.R., 2012; Rahimi, A.M., Williamson, G.A., and Emadi, A., 2010; Wu, M., and Lu, D.D., 2015; Zhang, X., Xu, L., Li, Y., Zheng, Z., and Wang, K., 2016) เป็นวิธีการที่เหมาะสมกับระบบที่แหล่งจ่ายเป็นวงจรแปลงผันกำลังที่สามารถควบคุมได้ (switched converters) มีข้อดี คือ ไม่ทำให้ประสิทธิภาพของโหลดลดลง แต่ก็มีข้อจำกัดในแง่ที่สามารถใช้ได้กับเฉพาะระบบที่แหล่งจ่ายมีอุปกรณ์ควบคุมเท่านั้น หากระบบเป็นแหล่งจ่ายที่ไม่มีอุปกรณ์ควบคุม (non-switched converters) เช่น วงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบบริดจ์ (uncontrolled rectifier) การชดเชยผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวทางด้านแหล่งจ่ายนี้จะไม่สามารถทำได้ ซึ่งในกรณีนี้การชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวสามารถดำเนินการได้โดยอาศัยแนวทางที่ 2 คือ การดำเนินการแก้ไขทางด้านโหลด (modification at load or CPL side) (Fulwani, D.K., and Singh, S., 2016; Huangfu, Y., Pang, S., Nahid-Mobarakeh, B., Guo, L., Rathore, A.K., and Gao, F., 2018; Magne, P., Marx, D., Nahid-Mobarakeh, B., and Pierfedrici, S., 2012; Magne, P., Nahid-Mobarakeh, B., and Pierfedrici, S., 2013; Mohamed, Y.R., Radwan, A., and Lee, T.,

2012) หรือแนวทางที่ 3 คือ การใช้วงจรช่วย (using additional or auxiliary circuits) (Fulwani, D.K., and Singh, S., 2016; Sopapirm, T., Areerak, K-N., Bozhko, S., Hill, C., Suyapan, A., and Areerak, K-L., 2018) โดยการดำเนินการแก้ไขทางด้านโพลต์เป็นวิธีการที่ชดเชยหรือกำจัดผลของโพลต์กำลังไฟฟ้าคงตัวได้โดยตรงผ่านลูปการควบคุมของโพลต์ (CPL control loop) แต่มีข้อเสีย คือ พลวัต (dynamics) ของลูปการชดเชยที่ถูกเพิ่มเข้าไปอาจรบกวนการทำงานของลูปการควบคุมหลักและวิธีการนี้ทำให้ประสิทธิภาพของโพลต์ลดลง ในขณะที่การใช้วงจรช่วยเป็นวิธีที่มีการติดตั้งวงจรหรืออุปกรณ์เพิ่มเข้าไประหว่างแหล่งจ่ายกับโพลต์ของระบบ ดังนั้นจึงส่งผลทำให้กำลังงานสูญเสีย ราคา และความซับซ้อนของระบบโดยรวมเพิ่มสูงมากขึ้น แต่อย่างไรก็ตาม การบรรเทาการขาดเสถียรภาพไม่ว่าจะอาศัยวิธีการใดจะเป็นการพิจารณาและออกแบบเพื่อทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพที่จุดปฏิบัติงานจุดใดจุดหนึ่งเท่านั้น หากจุดปฏิบัติงานของระบบมีการเปลี่ยนแปลงโดยโพลต์ของระบบมีค่าเพิ่มสูงขึ้น ในขณะที่ค่าที่ออกแบบไว้สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพมีค่าดั้งเดิมไม่แปรเปลี่ยนตามค่าของโพลต์ ระบบมีโอกาที่จะขาดเสถียรภาพได้อีกครั้ง ดังนั้นหากต้องการให้ระบบมีเสถียรภาพตลอดงานการทำงานภายใต้เงื่อนไขของค่าพิกัดกำลัง จึงจำเป็นต้องดำเนินการออกแบบใหม่สำหรับจุดปฏิบัติงานที่โพลต์มีค่าเพิ่มสูงขึ้นและสำหรับทุก ๆ จุดปฏิบัติงานของระบบ ซึ่งมีความยุ่งยากและซับซ้อนในทางปฏิบัติ

ดังนั้นจากที่ได้กล่าวมาทั้งหมดตั้งข้างต้น งานวิจัยวิทยานิพนธ์ จึงนำเสนอการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว (adaptive stabilization) ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง (DC Distribution More Electric Aircraft Power Systems) ซึ่งเป็นระบบที่ได้รับการพัฒนาและถูกนำมาใช้งานในปัจจุบันและในอนาคต เพื่อให้ระบบดังกล่าวนอกจากจะไม่เกิดการขาดเสถียรภาพแล้ว ยังสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดงานการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดอีกด้วย โดยการศึกษาวิจัยเริ่มต้นด้วยการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา เพื่อคาดเดาจุดการขาดเสถียรภาพของระบบโดยใช้วิธีการทำให้เป็นเชิงเส้น เนื่องจากเป็นวิธีการที่ง่าย ไม่ซับซ้อน และให้ผลการวิเคราะห์ที่มีความถูกต้อง จากนั้นจะบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบเพื่อทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้ โดยจะดำเนินการแก้ไขทางด้านแหล่งจ่ายด้วยวิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นที่อาศัยเทคนิคลูปยกเล็ก ซึ่งเป็นวิธีที่ถูกนำเสนอไว้สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพของวงจรแปลงผันกำลังดีซีเป็นดีซี มาประยุกต์ใช้กับวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟซึ่งเป็นวงจรแปลงผันกำลังเอซีเป็นดีซี เนื่องจากวิธีการดังกล่าวสามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโพลต์กำลังไฟฟ้าคงตัวได้โดยตรง จึงทำให้ระบบมีขีดความสามารถในการจ่ายกำลังไฟฟ้าให้กับโพลต์ได้สูงเพิ่มมากขึ้น แต่การบรรเทาการขาดเสถียรภาพทำได้เพียงแค่ทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพเท่านั้น เมื่อระดับกำลังไฟฟ้าของโพลต์มีค่าสูงเพิ่มมากขึ้น ระบบจะขาดเสถียรภาพได้อีกครั้ง นั่นคือ การบรรเทา

การขาดเสถียรภาพไม่เพียงพอที่จะทำให้ระบบทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงาน ภายใต้เงื่อนไขของค่าพิกัดกำลัง ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงต่อยอดและพัฒนาการบรรเทา การขาดเสถียรภาพไปสู่การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว เพื่อให้ระบบไฟฟ้าที่พิจารณาสามารถ ทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้ โดยการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่นำเสนอจะเป็นการประยุกต์ใช้วิธีการบรรเทาการขาด เสถียรภาพที่อาศัยเทคนิคคลุยกเลิกร่วมกับการใช้สมการอย่างง่ายของค่าอัตราขยายป้อนกลับที่ แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่มีการเปลี่ยนแปลง ซึ่งสมการดังกล่าวได้มาจากการหาสมการโพลีโนเมียล (polynomial curve fitting) ที่อาศัยเส้นแนวโน้มการขาดเสถียรภาพ (instability line) จากการวิเคราะห์เสถียรภาพผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่พิสูจน์หา ได้ด้วยวิธีตีคิว ซึ่งการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อาศัยเทคนิคคลุยกเลิกร่วมกับอัตราขยายที่ แปรเปลี่ยนค่าได้สำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบ ไฟฟ้ากระแสตรง ตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันยังไม่มีงานวิจัยใด ๆ ที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ การยืนยันผลที่ได้จากการศึกษาวิจัยทั้งหมด ทั้งผลการขาดเสถียรภาพ การบรรเทาการขาด เสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาจะอาศัยการจำลอง สถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ด้วยโปรแกรม MATLAB และผลจากชุดทดสอบจริงที่ได้สร้างขึ้นใน ห้องปฏิบัติการของสถาบันเทคโนโลยีการบินและอวกาศ (Institute for Aerospace Technology) มหาวิทยาลัยนอตติงแฮม (University of Nottingham) สหราชอาณาจักร (United Kingdom) เพื่อให้ผลการศึกษาวิจัยของวิทยานิพนธ์นี้มีความน่าเชื่อถือเพิ่มมากขึ้น

1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย

1.2.1 เพื่อศึกษา ค้นคว้า และสร้างองค์ความรู้เกี่ยวกับสถาปัตยกรรมและการออกแบบ ระบบควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น

1.2.2 เพื่อศึกษา ค้นคว้า และสร้างองค์ความรู้เกี่ยวกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทาง คณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ซึ่งเป็นแบบจำลองที่สามารถนำไปใช้ สำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ของระบบได้

1.2.3 เพื่อศึกษา ค้นคว้า และสร้างองค์ความรู้เกี่ยวกับการวิเคราะห์เสถียรภาพและ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น

1.2.4 เพื่อคิดค้น ต่อยอดพัฒนา และสร้างองค์ความรู้ใหม่สำหรับการสร้างเสถียรภาพ เชิงปรับตัวด้วยเทคนิคคลุยกเลิกร่วมกัน ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น

1.2.5 เพื่อศึกษาและดำเนินการสร้างชุดทดสอบสำหรับใช้ยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น

1.3 ข้อตกลงเบื้องต้น

1.3.1 ระบบที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้เป็นระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นและมีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว (single-generator-single-bus)

1.3.2 ระบบควบคุมของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาเป็นตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนหมุน ดีคิว ประกอบด้วย ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้า ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า และตัวควบคุมแบบดรู๊ป

1.3.3 ตัวควบคุมที่ใช้สำหรับวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟเป็นตัวควบคุมพีไอ ซึ่งค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมออกแบบโดยใช้วิธีการแบบดั้งเดิม

1.3.4 การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาจะใช้วิธีดีคิว

1.3.5 การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาจะใช้วิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นด้วยอนุกรมเทย์เลอร์อันดับหนึ่ง ร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจง

1.3.6 การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาจะเป็นการดำเนินการแก้ไขทางด้านแหล่งจ่ายโดยใช้วิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก

1.3.7 การพิสูจน์หาสมการอย่างง่ายของอัตราขยายป้อนกลับที่แปรเปลี่ยนค่าได้ สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาจะใช้วิธีการหาสมการโพลีโนเมียลที่อาศัยเส้นแนวโน้มการขาดเสถียรภาพซึ่งได้มาจากการวิเคราะห์เสถียรภาพผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ

1.3.8 งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะไม่พิจารณาฮาร์มอนิกที่เกิดขึ้นในระบบไฟฟ้า

1.3.9 การจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์จะอาศัยชุดบล็อกไฟฟ้ากำลัง (SimPowerSystem Block, PSB) ของโปรแกรม MATLAB

1.3.10 ชุดทดสอบจริงของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาที่ได้สร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการ ซึ่งใช้สำหรับยืนยันผลจากการศึกษาวิจัย มีพิกัดกำลังไฟฟ้าไม่เกิน 3.3 kW

1.4 ขอบเขตของการวิจัย

1.4.1 งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้พิจารณาเฉพาะการบรรเทาการขาดเสถียรภาพและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นและมีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดียว โดยจะดำเนินการแก้ไขทางด้านแหล่งจ่ายด้วยวิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นที่อาศัยเทคนิคลูบยกเล็กเท่านั้น

1.4.2 การทำงานของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าในระบบ จะพิจารณาในช่วงความเร็วรอบพิกัดเท่านั้น

1.4.3 การทำงานของวงจรแปลงผันกำลังในระบบ จะพิจารณาในย่านโหมดการนำกระแสต่อเนื่อง (continuous conduction mode) เท่านั้น

1.4.4 แบบจำลองของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ ใน SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB ใช้แบบจำลองแบบฟังก์ชัน (functional model)

1.4.5 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ จะอาศัยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ โดยใช้ชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังร่วมกับ SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB ในขณะที่การตรวจสอบความถูกต้องของการวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว จะอาศัยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์และการสร้างชุดทดสอบจริง

1.4.6 การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาจะดำเนินการและทดสอบภายใต้พิกัดกำลังไฟฟ้าของระบบเท่านั้น

1.5 สมมติฐานการวิจัย

1.5.1 การบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาโดยใช้วิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นด้วยเทคนิคลูบยกเล็ก นอกจากจะสามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้แล้ว ยังสามารถนำไปพัฒนาต่อยอดเพื่อสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวให้กับระบบได้อีกด้วย

1.5.2 การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาโดยใช้วิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นด้วยเทคนิคลูบยกเล็กร่วมกับการใช้สมการอย่างง่ายของอัตราขยายป้อนกลับที่แปรเปลี่ยนค่าได้ซึ่งพิสูจน์ได้จากการหาสมการโพลีโนเมียลที่อาศัยเส้นแวนน์การขาดเสถียรภาพสามารถทำให้ระบบไฟฟ้าที่พิจารณาทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้ ซึ่งสามารถตรวจสอบและยืนยันผลได้ด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์และการสร้างชุดทดสอบจริง

1.6 จุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์

1.6.1 งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้นำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น โดยการประยุกต์ใช้วิธีการป้องกันกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นด้วยเทคนิคคัลยกรเล็กลง ซึ่งตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันยังไม่มีงานวิจัยที่ตีพิมพ์เผยแพร่ใด ๆ ประยุกต์ใช้วิธีการในลักษณะนี้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

1.6.2 งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้ต่อยอดและพัฒนาให้การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคัลยกรเล็กลงกับการใช้สมการอย่างง่ายของอัตราขยายป้องกันที่แปรเปลี่ยนค่าได้ สามารถสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวให้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นได้ ซึ่งตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันยังไม่มีงานวิจัยที่ตีพิมพ์เผยแพร่ใด ๆ ดำเนินการในลักษณะนี้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

1.7 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

1.7.1 ได้องค์ความรู้เกี่ยวกับสถาปัตยกรรมและการออกแบบระบบควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น

1.7.2 ได้องค์ความรู้เกี่ยวกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งเป็นแบบจำลองที่มีความเหมาะสมต่อการนำไปใช้สำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น

1.7.3 ได้องค์ความรู้เกี่ยวกับการวิเคราะห์เสถียรภาพและการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น

1.7.4 ได้แนวทางและองค์ความรู้ใหม่สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยเทคนิคคัลยกรเล็กลงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น

1.7.5 ได้ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ซึ่งสามารถใช้สำหรับยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบได้

1.7.6 ได้บทความวิจัยตีพิมพ์เผยแพร่ระดับชาติ และนานาชาติ

1.8 การจัดรูปเล่มรายงานวิจัยวิทยานิพนธ์

งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ประกอบด้วย 8 บท แต่ละบทมีรายละเอียดที่นำเสนอต่อไปนี้

บทที่ 1 บทนำ กล่าวถึงความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา วัตถุประสงค์ของการวิจัย ข้อตกลงเบื้องต้น ขอบเขตและสมมติฐานการวิจัย จุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์ รวมถึงประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับจากงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้

บทที่ 2 กล่าวถึงปรีทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง และการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง พร้อมทั้งการสรุปองค์ความรู้ที่ได้จากการสำรวจปรีทัศน์วรรณกรรมเพื่อใช้เป็นแนวทางสำหรับการทำวิจัยวิทยานิพนธ์ รวมถึงงานวิจัยที่ได้รับการต่อยอดและพัฒนาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้

บทที่ 3 นำเสนอสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ซึ่งเป็นระบบไฟฟ้าที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา ทั้งในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุมและในกรณีที่มีตัวควบคุมด้วยวิธีดีคิวิ เพื่อให้ได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กัเวลาซึ่งมีความเหมาะสมต่อการนำไปใช้สำหรับการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบ พร้อมทั้งการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองที่ได้ด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ โดยรายละเอียดของทฤษฎีพื้นฐานเกี่ยวกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีดีคิวิ และการออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา จะได้รับการอธิบายไว้ในแต่ละส่วนที่เหมาะสมของบทนี้ด้วยเช่นกัน

บทที่ 4 นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพ และการวิเคราะห์ถึงผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพ ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นที่อาศัยอนุกรมเทย์เลอร์อันดับหนึ่ง ร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจง พร้อมทั้งการตรวจสอบความถูกต้องของการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ และเนื้อหาในที่สุดท้ายของบทจะเป็นการสรุปที่แสดงให้เห็นถึงความสำคัญของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว

บทที่ 5 นำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก พร้อมทั้งการยืนยันผลของเสถียรภาพด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ โดยเนื้อหาในตอนต้นของบทนี้จะกล่าวถึงทฤษฎีพื้นฐานเกี่ยวกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กและการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ จากนั้นจะเป็นการวิเคราะห์เสถียรภาพที่อาศัยแบบจำลองที่พิสูจน์หาได้ รวมถึงการยืนยันผลการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสรุปที่แสดงให้เห็นถึงความจำเป็นและความสำคัญของการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ซึ่งเป็นงานวิจัยที่ได้รับการต่อยอดพัฒนาและเป็นจุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ โดยรายละเอียดของการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก ร่วมกับสมการอย่างง่ายของอัตราขยายป้อนกลับที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลด จะได้รับการนำเสนอไว้ในส่วนสุดท้ายของบทนี้

บทที่ 6 นำเสนอการสร้างชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาสำหรับใช้ยืนยันผลการขาดเสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎี โดยเนื้อหาในตอนต้นของบทนี้จะกล่าวถึงสถาปัตยกรรม การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้น และเนื้อหาในส่วนสุดท้ายของบทจะเป็นการนำเสนอรายละเอียดต่าง ๆ ของการสร้างชุดทดสอบในห้องปฏิบัติการของสถาบันเทคโนโลยีการบินและอวกาศ มหาวิทยาลัยนอตทิงแฮม สหราชอาณาจักร รวมถึงผลการทดสอบระบบควบคุมของชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้น

บทที่ 7 นำเสนอผลการทดสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการซึ่งใช้แทนระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ ทั้งผลในส่วนของการขาดเสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว เพื่อเป็นการเพิ่มความน่าเชื่อถือและแสดงให้เห็นว่า องค์ความรู้ที่ได้จากงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้สามารถนำไปใช้งานได้จริงในทางปฏิบัติ

บทที่ 8 เป็นบทสรุปและข้อเสนอแนะ กล่าวถึงผลสรุปและจุดเด่นของการทำวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ พร้อมทั้งนำเสนอปัญหาและข้อเสนอแนะ เพื่อใช้เป็นแนวทางสำหรับงานวิจัยที่มีความซับซ้อนมากยิ่งขึ้นในอนาคต

ภาคผนวกในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้มี 6 ส่วน คือ ภาคผนวก ก. แสดงรายการบทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างการทำวิจัยวิทยานิพนธ์ ภาคผนวก ข. แสดงรายละเอียดของโปรแกรมการคำนวณการไหลของกำลังไฟฟ้าและการคำนวณค่าในสภาวะคงตัวด้วยการคำนวณเชิงตัวเลขของนิวตันและราฟสัน ภาคผนวก ค. แสดงรายละเอียดชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังร่วมกับ SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB ภาคผนวก ง. แสดงรายละเอียดของโปรแกรมการสร้างสมการอย่างง่ายของค่าอัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคลูยกเล็กที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีการเปลี่ยนแปลงสำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ภาคผนวก จ. แสดงรายละเอียดการวัดค่าพารามิเตอร์ของชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินด้วยการใช้มัลติมิเตอร์แบบไวต่อเฟสร่วมกับการใช้เครื่องวิเคราะห์อิมพีแดนซ์ ภาคผนวก ฉ. แสดงรายละเอียดของโปรแกรมการควบคุมและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินบนบอร์ด DSP TMS320C6713 ร่วมกับบอร์ด FPGA ProAsic3 A3P400

บทที่ 2

ปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

2.1 บทนำ

งานวิจัยวิทยานิพนธ์ดำเนินการวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและแบตเตอรี่ ซึ่งในอดีตที่ผ่านมา งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับวิทยานิพนธ์ ได้มีผู้ทำการค้นคว้าวิจัยและพัฒนาอย่างต่อเนื่องจนถึงปัจจุบัน ดังนั้นในบทที่ 2 จึงนำเสนอการสำรวจปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง โดยแบ่งออกเป็น 5 หัวข้อ คือ งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง และงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง ซึ่งในแต่ละหัวข้อได้นำเสนอโดยเรียงลำดับตามปีที่ตีพิมพ์ อธิบายสาระสำคัญของแต่ละงานวิจัยไว้พอสังเขป พร้อมทั้งสรุปองค์ความรู้ที่ได้จากการสำรวจปริทัศน์วรรณกรรมเพื่อใช้เป็นแนวทางสำหรับการทำวิจัย และเนื้อหาในส่วนสุดท้ายของบทได้นำเสนองานวิจัยที่ได้รับการต่อยอดและพัฒนาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้

2.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

ความก้าวหน้าทางเทคโนโลยี การคำนึงถึงผลกระทบต่อสิ่งแวดล้อม ประสิทธิภาพและน้ำหนักโดยรวมของระบบ ส่งผลให้สถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินได้รับการปรับปรุงและพัฒนาอย่างต่อเนื่อง เพื่อให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์เป็นระบบที่ในปัจจุบันและในอนาคตมีแนวโน้มที่จะได้รับการพัฒนาและถูกนำมาใช้งาน ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จึงศึกษาค้นคว้างานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ซึ่งสามารถแสดงเป็นปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องได้ดังตารางที่ 2.1 ดังนี้

ตารางที่ 2.1 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

| ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย | สาระสำคัญของงานวิจัย |
|------------------------|--|--|
| 2000 | Emadi, A., and Ehsani, M. | บทความนี้นำเสนอปัญหาที่ต้องเผชิญในการใช้งานเครื่องบินรุ่นแรกหรือยุคแรก ซึ่งส่งผลให้เกิดแนวคิดและแนวโน้มในการพัฒนาเครื่องบินสมัยใหม่ที่เรียกว่า เครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น โดยเป็นการปรับปรุงและพัฒนาสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่อาศัยเทคโนโลยีอิเล็กทรอนิกส์กำลัง และนำเสนอหัวข้อศึกษาวิจัยที่จะต้องได้รับการพัฒนาสำหรับเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ทั้งในด้านการออกแบบสถาปัตยกรรมการผลิต การจำหน่าย และการจัดการพลังงานไฟฟ้า รวมถึงการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบ |
| 2007 | Rosero, J.A., Ortega, J.A., Aldabas, E., and Romeral, L. | บทความนี้นำเสนอและอธิบายถึงแนวคิดของเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ซึ่งเป็นแนวคิดที่ต้องการจะแทนที่การใช้งานระบบนิวแมติก ระบบไฮดรอลิก และระบบทางกล ด้วยการ ใช้ระบบไฟฟ้าเพียงระบบเดียวสำหรับการทำงานทั้งหมดบนเครื่องบิน และได้แนะนำเสนอสถาปัตยกรรมต้นแบบแรกของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นโดยใช้ระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสสลับทั้งแบบความถี่คงที่ 400 Hz และแบบที่ความถี่เปลี่ยนแปลงได้ในช่วง 320-800 Hz |
| 2012 | Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., De Lillo, L., and Thomas, D.W.P. | บทความนี้แนะนำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบผสมที่ใช้ไฟฟ้ากระแสสลับร่วมกับไฟฟ้ากระแสตรง ซึ่งเป็นสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังที่ได้รับการพัฒนาและถูกนำมาใช้งานต่อจากระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสสลับ |

ตารางที่ 2.1 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน (ต่อ)

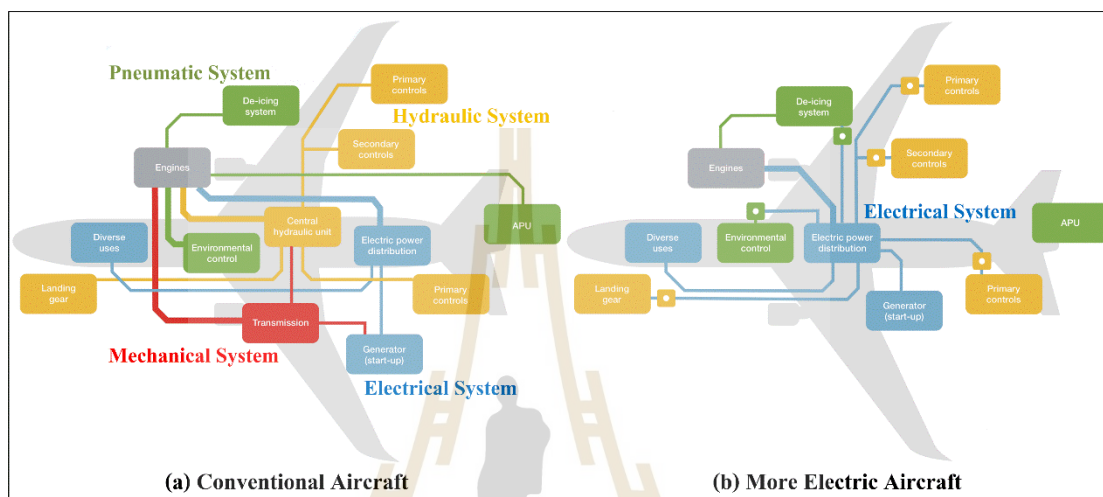
| ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย | สาระสำคัญของงานวิจัย |
|------------------------|--|---|
| 2014 | Wheeler, P., and Bozhko, S.V. | บทความนี้นำเสนอแนวโน้มและทิศทางการพัฒนาสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามมากขึ้น ที่พยายามจะแทนที่การใช้งานแหล่งพลังงานย่อยจากเดิม 4 ระบบคือ ระบบไฟฟ้าระบบนิวแมติก ระบบไฮดรอลิก และระบบทางกลด้วยการใช้ระบบไฟฟ้าเพียงระบบเดียวเท่านั้น ด้วยการอาศัยความก้าวหน้าและการประยุกต์ใช้งานเทคโนโลยีอิเล็กทรอนิกส์กำลัง และได้นำเสนอสถาปัตยกรรมที่มีแนวโน้มจะได้รับการพัฒนาต่อและถูกนำมาใช้งานทั้งในปัจจุบันและในอนาคต นั่นคือ ระบบไฟฟ้ากำลังที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง 540 V (± 270 V) |
| 2015 | Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S.V., Hill, C., and Asher, G. | บทความนี้นำเสนอการออกแบบจำลองและการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามมากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 V ซึ่งเป็นสถาปัตยกรรมที่ได้รับการพัฒนาสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินสมัยใหม่ในอนาคต โดยได้นำเสนอโครงสร้างของสถาปัตยกรรมดังกล่าวไว้อย่างละเอียด |
| 2017 | Gao, F., Bozhko, S.V., Costabeber, A., Asher, G.M., and Wheeler, P. | บทความนี้นำเสนอการออกแบบระบบควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามมากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 V แบบบัสเดียว และนำเสนอผลของเสถียรภาพของระบบ โดยมุ่งเน้นในกรณีที่ค่าพารามิเตอร์ของการควบคุมแบบดรู๊ปทั้งจำนวนของแหล่งจ่ายที่ใช้งานและอัตราส่วนการแบ่งกำลังไฟฟ้ามมีการเปลี่ยนแปลง |

ตารางที่ 2.1 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน (ต่อ)

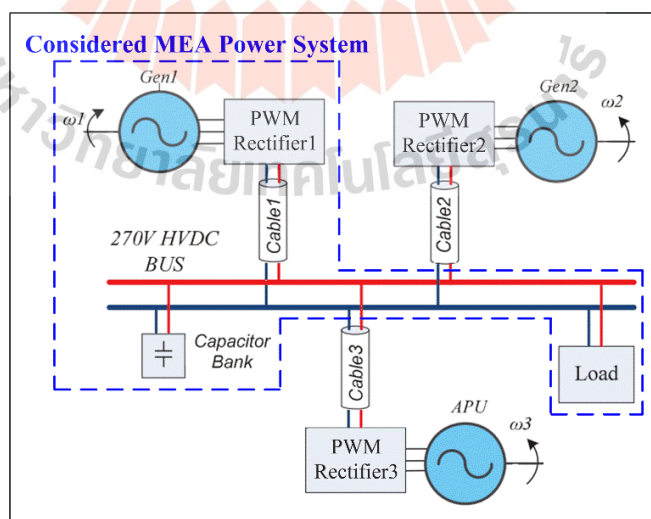
| ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย | สาระสำคัญของงานวิจัย |
|------------------------|---|---|
| 2019 | Yeoh, S.S., Rashed, M., Sanders, M., and Bozhko, S.V. | บทความนี้นำเสนอแนวคิดและการออกแบบของการควบคุมบัสแรงดันไฟฟ้าแบบเปลี่ยนแปลงได้ตามเงื่อนไขการทำงานสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้น โดยการควบคุมดังกล่าวเป็นโครงสร้างของอุปกรณ์ควบคุมภายนอกที่ได้รับการพัฒนาขึ้นมาใหม่ แต่ยังคงอยู่บนพื้นฐานสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงแบบบัสเดียว |

จากการสำรวจปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ดังตารางที่ 2.1 พบว่า ในยุคปัจจุบันและอนาคตที่มีการคำนึงถึงผลกระทบต่อสิ่งแวดล้อมและประสิทธิภาพของการใช้พลังงานเชื้อเพลิง วิศวกรรมการบินและอวกาศสมัยใหม่ (modern aerospace engineering) จึงมีแนวคิดและแนวโน้มที่สำคัญในการพัฒนา “เครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้น” ซึ่งมีจุดประสงค์และเป้าหมายเพื่อลดต้นทุนการทำงาน การใช้พลังงานเชื้อเพลิง น้ำหนักโดยรวมของเครื่องบิน ค่าบำรุงรักษาของระบบ ผลกระทบต่อสิ่งแวดล้อม และเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือของระบบโดยรวมบนเครื่องบิน โดยแนวคิดและการพัฒนาดังกล่าวเป็นการพยายามจะแทนที่การใช้แหล่งพลังงานย่อย ซึ่งเป็นแหล่งพลังงานสำหรับโหลดทั้งหมดบนเครื่องบินและเป็นแหล่งพลังงานที่ได้มาจากเครื่องยนต์ของเครื่องบินที่เป็นแหล่งพลังงานหลัก จากเดิม 4 ระบบคือ ระบบไฟฟ้า ระบบนิวแมติก ระบบไฮดรอลิก และระบบทางกล ในสถาปัตยกรรมของเครื่องบินรุ่นแรกหรือยุคแรก ดังแสดงในรูปที่ 2.1(a) ด้วยการใช้แหล่งพลังงานย่อยจากระบบไฟฟ้าเพียงระบบเดียวในสถาปัตยกรรมของเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้น ดังแสดงในรูปที่ 2.1(b) ซึ่งระบบไฟฟ้าเป็นระบบเดียวที่ถูกเลือกใช้งานเนื่องจากพลังงานไฟฟ้าเป็นพลังงานที่สะอาด มีข้อดีในแง่ของความยืดหยุ่นที่สามารถประยุกต์ใช้งานได้อย่างกว้างขวาง ประกอบกับเทคโนโลยีอิเล็กทรอนิกส์กำลังมีความก้าวหน้าอย่างมาก จึงทำให้แนวคิดและการพัฒนาเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้นมีความเป็นไปได้ โดยระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสสลับเป็นระบบจำหน่ายกำลังไฟฟ้าอันดับแรกที่ถูกนำมาใช้เป็นแหล่งพลังงานย่อยของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้น จากนั้นพัฒนามาเป็นระบบจำหน่ายแบบผสม ที่ใช้ทั้งไฟฟ้ากระแสสลับร่วมกับไฟฟ้ากระแสตรง แต่ในปัจจุบันและในอนาคตมีแนวโน้มที่จะใช้

ระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสตรง เนื่องจากมีข้อดีเมื่อเปรียบเทียบกับระบบจำหน่ายไฟฟ้ากระแสสลับและแบบผสมคือ มีประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือของระบบสูง ไม่จำเป็นต้องมีอุปกรณ์สำหรับชดเชยกำลังไฟฟ้าร์เอกทีฟ ทำให้มีน้ำหนักเบาและสามารถลดกำลังงานสูญเสียที่เกิดขึ้นในระบบได้



รูปที่ 2.1 สถาปัตยกรรมของเครื่องบินรุ่นแรกและเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น
(สืบค้นจาก <http://www.aertrcsolutions.com/infographics>)



รูปที่ 2.2 สถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น
ที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง

สถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 V แสดงได้ดังรูปที่ 2.2 ซึ่งจากรูปจะสังเกตได้ว่า แหล่งพลังงานของระบบจะประกอบด้วยชุดของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าจำนวน 2 ชุด (Gen1 with PWM Rectifier1 และ Gen2 with PWM Rectifier2) และชุดของแหล่งพลังงานสำรอง (Auxiliary Power Unit : APU) อีก 1 ชุด เมื่ออ้างอิงตามหลักการออกแบบการทำงานของระบบไฟฟ้ากำลังและสถานการณ์การบิน โดยปกติแล้วระบบทั้งหมดบนเครื่องบินสามารถทำงานได้ด้วยการใช้แหล่งพลังงานจากชุดของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเพียงชุดเดียวเท่านั้น ในขณะที่อีกหนึ่งชุดที่เหลือจะถูกเตรียมพร้อมไว้ในกรณีที่ชุดแรกเกิดความขัดข้องขึ้น และสำหรับชุดของแหล่งพลังงานสำรองจะถูกใช้เมื่อชุดของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าทั้งสองชุดนั้นเกิดความผิดปกติจนกระทั่งไม่สามารถทำงานต่อได้ อีกทั้งไม่ว่าจะเป็นชุดของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าหรือชุดของแหล่งพลังงานสำรองจะมีโครงสร้างและองค์ประกอบเหมือนกันทุกประการ ดังนั้นระบบที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้คือ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัลต์เดี่ยว ดังแสดงด้วยพื้นที่ในเส้นประสีน้ำเงินในรูปที่ 2.2

2.3 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง

ความก้าวหน้าของเทคโนโลยีอิเล็กทรอนิกส์กำลังทำให้วงจรอิเล็กทรอนิกส์กำลังโดยเฉพาะอย่างยิ่งวงจรแปลงผันกำลังได้รับความนิยมและถูกนำมาประยุกต์ใช้งานอย่างแพร่หลาย เนื่องจากสามารถควบคุมการทำงานได้ง่าย มีประสิทธิภาพสูง และมีการดูแลบำรุงรักษาต่ำ โดยอิเล็กทรอนิกส์กำลังเป็นเทคโนโลยีที่สำคัญที่สุดที่ทำให้แนวคิดและการพัฒนาเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นมีความเป็นไปได้ แต่อย่างไรก็ตามวงจรแปลงผันกำลังเมื่อมีการควบคุมการทำงานจะมีพฤติกรรมเปรียบเสมือนโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งเมื่อนำวงจรดังกล่าวมาต่อกับระบบไฟฟ้ากำลังผ่านวงจรกรอง (filter) จะส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบโดยตรง โดยการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังอาจส่งผลกระทบต่อสมรรถนะการทำงานของระบบควบคุมหรืออาจส่งผลให้เกิดความเสียหายต่อระบบโดยรวมได้ ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จึงศึกษาค้นคว้างานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง ซึ่งสามารถแสดงเป็นปรัทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องได้ดังตารางที่ 2.2 ดังนี้

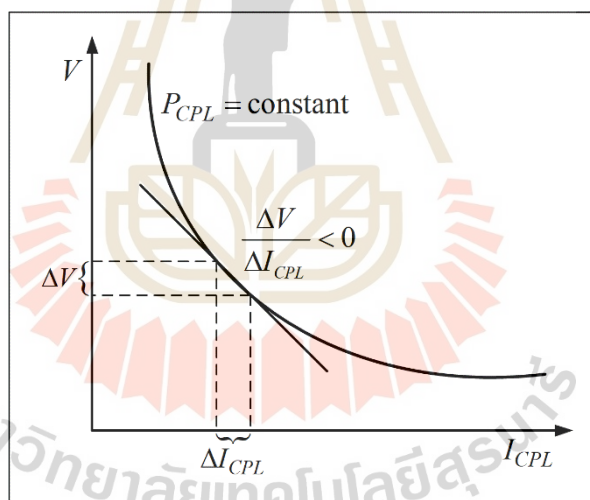
ตารางที่ 2.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง

| ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย | สาระสำคัญของงานวิจัย |
|------------------------|---|---|
| 1999 | Emadi, A., Fahimi, B., and Ehsani, M. | บทความนี้นำเสนอพฤติกรรมของวงจร-อิเล็กทรอนิกส์กำลังที่เปรียบเสมือนโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวในระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้น ซึ่งโหลดในลักษณะดังกล่าว จะมีลักษณะเป็นค่าอิมพีแดนซ์หรือค่าความต้านทานติดลบต่อระบบโดยรวม ซึ่งส่งผลทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพขึ้น และได้แนะนำเสนอการออกแบบตัวควบคุมของวงจรแปลงผันดิซีเป็นดิซีแบบพีดับเบิลยูเอ็ม (PWM) ที่จ่ายโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวด้วยวิธีการควบคุมโหมดการเลื่อนเพื่อปรับปรุงผลการตอบสนองและเสถียรภาพของตัวควบคุม |
| 2005 | Rivetta, C., Williamson, G.A., and Emadi, A. | บทความนี้นำเสนอพฤติกรรมพลวัตของวงจร-อิเล็กทรอนิกส์กำลังเมื่อมีการควบคุมการทำงาน ซึ่งมีพฤติกรรมเป็นโหลดแบบกำลังไฟฟ้าคงตัว โดยมีลักษณะเป็นค่าตัวต้านทานติดลบที่ส่งผลต่อคุณภาพกำลังไฟฟ้าและเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังในยานพาหนะทางทะเลและเรือดำน้ำ และได้แนะนำเสนอการกำหนดขอบเขตของจุดปฏิบัติงานที่ทำให้ระบบมีเสถียรภาพด้วยวิธีการวิเคราะห์ระนาบเฟส |
| 2006 | Emadi, A., Khaligh, A., Rivetta, C., and Williamson, G.A. | บทความนี้แนะนำเสนอการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังของยานยนต์ อันเนื่องมาจากค่าอิมพีแดนซ์เชิงลบของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวซึ่งเป็นพฤติกรรมของวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุม และได้แนะนำเสนอถึงผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ทำให้ระบบมีความไม่เป็นเชิงเส้นเกิดขึ้น |

ตารางที่ 2.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง (ต่อ)

| ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย | สาระสำคัญของงานวิจัย |
|------------------------|--|--|
| 2012 | Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., De Lillo, L., and Thomas, D.W.P. | บทความนี้นำเสนอการทำนายจุดการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบผสม อันเนื่องมาจากการทำงานของวงจรแปลงผันดีซีเป็นดีซีและวงจรแปลงผันดีซีเป็นเอซีภายในระบบ ซึ่งมีพฤติกรรมเป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว และนำเสนอการขาดเสถียรภาพของระบบในกรณีที่จุดปฏิบัติงานและค่าพารามิเตอร์ของระบบมีการเปลี่ยนแปลง |
| 2012 | Griffo, A., and Wang, J. | บทความนี้นำเสนอผลกระทบต่อเสถียรภาพภายใต้สัญญาณขนาดใหญ่ อันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบผสม โดยได้พิจารณาให้พฤติกรรมของวงจรอิเล็กทรอนิกส์กำลังทั้งหมดของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินรวมเป็นหนึ่งโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวแบบอุดมคติ และได้นำเสนอถึงผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ทำให้ระบบมีความไม่เป็นเชิงเส้นเกิดขึ้น |
| 2016 | Gao, F., and Bozhko, S.V. | บทความนี้นำเสนอการสร้างแบบจำลองและการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง อันเนื่องมาจากการเพิ่มขึ้นของอิมพีแดนซ์เชิงลบของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่เป็นพฤติกรรมของวงจรขับเคลื่อนมอเตอร์ไฟฟ้าและวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุม ซึ่งถูกพิจารณาให้เป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวแบบอุดมคติ |

จากการสำรวจปริศน์วรรณกรรมและงานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังดังตารางที่ 2.2 พบว่า วงจรอิเล็กทรอนิกส์กำลังโดยเฉพาะอย่างยิ่งวงจรแปลงผันกำลัง ไม่ว่าจะเป็นวงจรแปลงผันเอซีเป็นดีซี ดีซีเป็นดีซี ดีซีเป็นเอซี และเอซีเป็นเอซี เมื่อมีการควบคุมการทำงาน ในสภาวะคงตัว (steady state) จะมีค่ากำลังไฟฟ้าคงที่ ซึ่งมีค่าขึ้นอยู่กับจุดปฏิบัติงานหรือจุดสมดุลของระบบ (operating points or equilibrium points) ดังนั้นจึงมีพฤติกรรมเปรียบเสมือนโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว โดยโหลดในลักษณะนี้จะมีคุณลักษณะสมบัติของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้างแสดงในรูปที่ 2.3 ซึ่งจากรูปจะสังเกตได้ว่า ถ้ากระแสไฟฟ้าของโหลด (I_{CPL}) มีค่าเพิ่มมากขึ้น แรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมโหลด (V) จะมีค่าลดลง ในทางกลับกันถ้ากระแสไฟฟ้าของโหลดมีค่าลดลง แรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมโหลดจะมีค่าเพิ่มมากขึ้น เพื่อให้กำลังไฟฟ้ามียค่าคงที่ ซึ่งส่งผลทำให้การเปลี่ยนแปลงของค่าความต้านทานสำหรับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวนี้มีค่าเป็นลบ (<0) ดังนั้นโหลดในลักษณะนี้จะมีค่าอิมพีแดนซ์หรือค่าตัวต้านทานติดลบต่อระบบโดยรวม



รูปที่ 2.3 คุณลักษณะสมบัติแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว

โดยปกติแล้ววงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุมจะต่อกับระบบไฟฟ้ากำลังผ่าน วงจรกรอง ดังนั้นค่าความต้านทานติดลบของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวนี้จะไปลดค่าความหน่วงของ วงจรกรอง (damping) ซึ่งปกติจะเป็นค่าความต้านทานที่เป็นบวก การลดลงของค่าความต้านทาน ของวงจรกรองจะทำให้เกิดการกระเพื่อมของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าและ/หรือกระแสไฟฟ้าขึ้น ถ้าระบบมีค่าอิมพีแดนซ์ติดลบมากพอ นั่นคือปริมาณของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มขึ้นมากพอ จะทำให้เกิดการกระเพื่อมของสัญญาณเป็นอย่างมากจนกระทั่งไม่สามารถเข้าสู่จุดปฏิบัติงานของ

ระบบได้ ซึ่งเป็นสภาวะที่เรียกว่า ระบบไฟฟ้ากำลังขาดเสถียรภาพ ดังนั้นจะเห็นได้ว่า โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบโดยตรง ซึ่งการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังอาจส่งผลกระทบต่อสมรรถนะการทำงานของระบบควบคุมหรืออาจส่งผลให้เกิดความเสียหายต่อระบบโดยรวมได้ ดังนั้นการวิเคราะห์เสถียรภาพสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังที่มีโหลดเป็นแบบกำลังไฟฟ้าคงตัวจึงเป็นสิ่งจำเป็นอย่างมาก โดยเฉพาะอย่างยิ่งระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้น ที่เป็นระบบไฟฟ้าแบบอิสระและมีโหลดโดยส่วนใหญ่เป็นวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุม ซึ่งการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าไม่เพียงแต่ส่งผลกระทบต่อสมรรถนะการทำงานของระบบควบคุมเท่านั้น แต่อาจส่งผลให้เกิดความเสียหายกับระบบโดยรวมที่มีผลต่อความปลอดภัยของผู้โดยสารภายในเครื่องบินได้ ซึ่งเป็นเหตุการณ์ที่ไม่ควรจะเกิดขึ้นในทุก ๆ ระยะทางและระยะเวลาทำการบิน โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวนอกจากจะส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบแล้ว ยังส่งผลทำให้ระบบมีความไม่เป็นเชิงเส้นเกิดขึ้น กล่าวคือ เป็นระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นอีกด้วย

2.4 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น

โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวนอกจากจะส่งผลทำให้ระบบมีความเป็นเชิงเส้นเกิดขึ้นแล้ว ยังส่งผลทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังเกิดการขาดเสถียรภาพอีกด้วย ดังนั้นการตรวจสอบและการวิเคราะห์เสถียรภาพสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังที่มีโหลดเป็นแบบกำลังไฟฟ้าคงตัวจึงเป็นสิ่งจำเป็นอย่างมาก เพื่อให้สามารถคาดเดาจุดการขาดเสถียรภาพของระบบ ซึ่งสามารถนำไปใช้หลีกเลี่ยงการทำงานของระบบ ณ จุดดังกล่าวได้ ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จึงศึกษาค้นคว้างานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น ซึ่งสามารถแสดงเป็นปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องได้ดังตารางที่ 2.3 ดังนี้

ตารางที่ 2.3 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น

| ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย | สาระสำคัญของงานวิจัย |
|------------------------|-------------------------------------|--|
| 2002 | Feng, X., Liu, J., and Lee, F.C. | บทความนี้นำเสนอการตรวจสอบเสถียรภาพและการกำหนดจุดการทำงานที่มีเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังแบบไฟฟ้ากระแสตรงด้วยเกณฑ์ของมิตเดิลบรูคที่อาศัยสมการพลวัตของเอาต์พุตอิมพีแดนซ์และอินพุตอิมพีแดนซ์ |

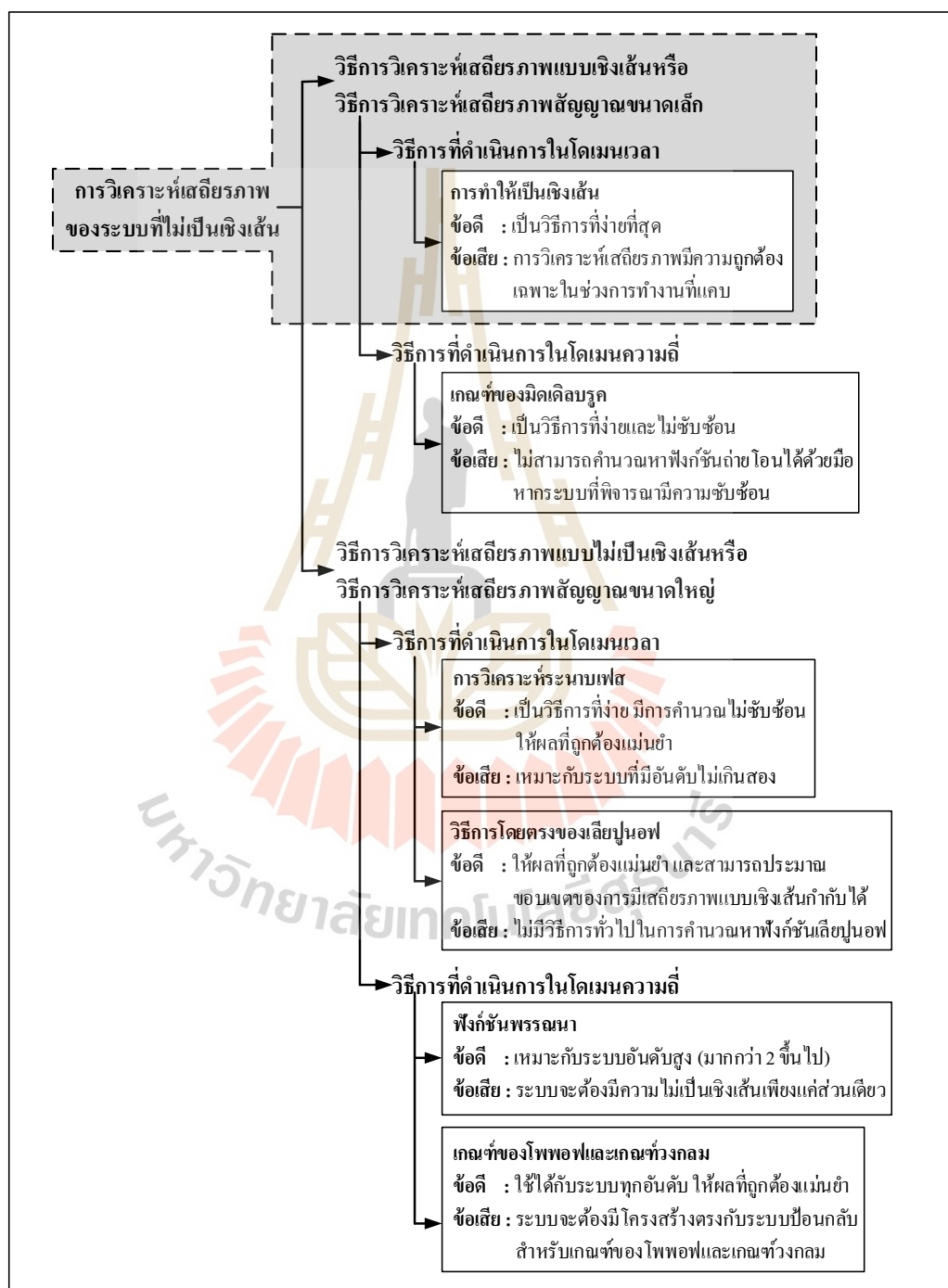
ตารางที่ 2.3 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น (ต่อ)

| ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย | สาระสำคัญของงานวิจัย |
|------------------------|--|--|
| 2009 | Matousek, R., Svarc, I., Pivonka, P., Osmera, P., and Seda, M. | บทความนี้นำเสนอวิธีการสำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น 3 วิธี ได้แก่ วิธีการทำให้เป็นเชิงเส้น วิธีการโดยตรงของเลียปูนอฟ และเกณฑ์ของโพพอฟ พร้อมทั้งได้นำเสนอสมการ ฟังก์ชัน ผลเฉลย เงื่อนไขและข้อจำกัดของแต่ละวิธีแบบสรุป ซึ่งอยู่ในรูปแบบตารางเพื่อให้สามารถนำไปใช้งานได้โดยง่าย |
| 2012 | Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., De Lillo, L., and Thomas, D.W.P. | บทความนี้แนะนำการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบผสม ด้วยวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็กที่อาศัยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นและทฤษฎีบทค่าเจาะจง และได้แนะนำผลต่อเสถียรภาพของระบบในกรณีที่จุดปฏิบัติงานและค่าพารามิเตอร์ของระบบมีการเปลี่ยนแปลง |
| 2012 | Griffo, A., and Wang, J. | บทความนี้แนะนำการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบผสม โดยใช้วิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดใหญ่ด้วยการวิเคราะห์ระนาบเฟส และวิธีการโดยตรงของเลียปูนอฟ และนำเสนอการประมาณขอบเขตของการมีเสถียรภาพแบบเชิงเส้นกำกับจากฟังก์ชันเลียปูนอฟที่คำนวณได้ด้วยวิธีการของเบรย์ทันและมอเซอร์ |
| 2012 | Marx, D., Magne, P., Nahid-Mobarakeh, B., Pierfederici, S., and Davat, B. | บทความนี้แนะนำการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดใหญ่ของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระจายสำหรับการประมาณขอบเขตของการมีเสถียรภาพแบบเชิงเส้นกำกับจากฟังก์ชันเลียปูนอฟที่คำนวณได้ด้วยวิธีการของทาคากิ-ซูจิโน และเบรย์ทัน-มอเซอร์ |

ตารางที่ 2.3 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น (ต่อ)

| ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย | สาระสำคัญของงานวิจัย |
|------------------------|---|---|
| 2014 | Riccobono, A., and Santi, E. | บทความนี้นำเสนอการตรวจสอบเสถียรภาพของระบบจำหน่ายกำลังไฟฟ้าแบบกระแสตรง โดยใช้การวิเคราะห์อิมพีแดนซ์ร่วมกับเกณฑ์ของมิตเดิลบรูคและเกณฑ์ของไนควิสต์ พร้อมทั้งได้เปรียบเทียบผลของเสถียรภาพที่ได้จากเกณฑ์ทั้งสอง |
| 2015 | Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S.V., Hill, C., and Asher, G. | บทความนี้นำเสนอการสร้างแบบจำลองและการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง ซึ่งการวิเคราะห์เสถียรภาพได้ใช้วิธีการวิเคราะห์แบบสัญญาณขนาดเล็กที่อาศัยทฤษฎีบทค่าเจาะจง โดยได้เปรียบเทียบผลของเสถียรภาพในกรณีที่มีและไม่มีพิจารณาสายส่งกำลังไฟฟ้า และได้นำเสนอผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบในกรณีที่ค่าพารามิเตอร์มีการเปลี่ยนแปลง |
| 2016 | Gao, F., and Bozhko, S.V. | บทความนี้เสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็กของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง ด้วยวิธีการวิเคราะห์อิมพีแดนซ์ร่วมกับเกณฑ์ของมิตเดิลบรูค และได้นำเสนอผลจากการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบควบคุมที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบ |
| 2018 | Chen, J., Hou, S., and Wang, C. | บทความนี้เสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดใหญ่ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง โดยมุ่งเน้นการประมาณขอบเขตของการมีเสถียรภาพแบบเชิงเส้นกำกับจากฟังก์ชันเลียปูนอฟที่คำนวณได้ด้วยวิธีการของทาคาคิ-ซูจิโน |

จากการสำรวจปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นดังตารางที่ 2.3 สามารถสรุปเป็นแผนภาพการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นได้ดังรูปที่ 2.4 ดังนี้



รูปที่ 2.4 แผนภาพการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น

จากแผนภาพในรูปที่ 2.4 จะพบว่า การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น แบ่งออกได้เป็น 2 วิธีการหลัก ๆ คือ วิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเชิงเส้นหรือวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็ก และวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพแบบไม่เป็นเชิงเส้นหรือวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดใหญ่ โดยวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็ก เป็นวิธีการวิเคราะห์ที่อาศัยทฤษฎีบทควบคุมที่เป็นเชิงเส้น ประกอบด้วย การทำให้เป็นเชิงเส้นและเกณฑ์ของมิตเดิลบรูค โดยการทำให้เป็นเชิงเส้นเป็นวิธีการประมาณความไม่เป็นเชิงเส้นที่มีอยู่ในระบบให้มีความเป็นเชิงเส้นด้วยอนุกรมเทย์เลอร์ (Taylor series) อันดับหนึ่ง จากนั้นจะใช้ทฤษฎีบทค่าเจาะจงมาวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบ ในขณะที่เกณฑ์ของมิตเดิลบรูคเป็นวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการเขียนแผนภาพโบเด (Bode) ของฟังก์ชันถ่ายโอนของเอาต์พุตอิมพีแดนซ์ (Z_o) และฟังก์ชันถ่ายโอนของอินพุตอิมพีแดนซ์ (Z_i) ของระบบ สำหรับวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดใหญ่เป็นวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นโดยตรงด้วยทฤษฎีบทควบคุมที่ไม่เป็นเชิงเส้น ประกอบด้วย การวิเคราะห์ระนาบเฟส วิธีการโดยตรงของเลียปูนอฟ วิธีฟังก์ชันพหุนาม เกณฑ์ของโพพอฟและเกณฑ์วงกลม โดยการวิเคราะห์ระนาบเฟสเป็นวิธีการทางกราฟิกที่จะสร้างการโคจรของคำตอบสมการอนุพันธ์ของระบบ (trajectory) ลงบนระนาบที่ขึ้นอยู่กับตัวแปรสถานะ (state variables) สองตัว จากนั้นจะตรวจสอบคุณลักษณะสมบัติและเสถียรภาพของระบบจากวิธีการโคจรบนระนาบเฟสที่ได้ วิธีการโดยตรงของเลียปูนอฟเป็นวิธีการที่มีความสำคัญและได้รับความนิยมเป็นอย่างมากสำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น เพราะนอกจากจะให้ผลที่ถูกต้องแม่นยำแล้ว ยังสามารถประมาณขอบเขตของการมีเสถียรภาพแบบเชิงเส้นกำกับ (Region of Asymptotic Stability : RAS) ได้อีกด้วย ซึ่งการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการโดยตรงของเลียปูนอฟจะอาศัยการสร้างฟังก์ชันพลังงาน (energy-like function) หรือฟังก์ชันเลียปูนอฟ (Lyapunov function) สำหรับระบบที่พิจารณา จากนั้นจะตรวจสอบเสถียรภาพจากการเปลี่ยนแปลงของฟังก์ชันเลียปูนอฟที่สร้างได้ด้วยการสร้างเส้นกราฟโครงร่าง (contour plot) ของอนุพันธ์ของฟังก์ชันเลียปูนอฟเทียบกับเวลาบนระนาบของตัวแปรสถานะของระบบ วิธีฟังก์ชันพหุนามเป็นการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการประมาณค่า โดยพิจารณาถึงรูปร่างของความไม่เป็นเชิงเส้นที่มีอยู่ในระบบ ซึ่งจะพิจารณาเป็นอัตราขยายสมมูลและคำนวณได้โดยอาศัยอนุกรมฟูริเยร์ (Fourier series) ในขณะที่เกณฑ์ของโพพอฟและเกณฑ์วงกลมเป็นวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพที่อาศัยการตีความจากโลกัสโพพอฟ (Popov locus) หรือโลกัสไนควิสต์ (Nyquist locus) ของฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบที่เขียนได้ โดยการวิเคราะห์เสถียรภาพแต่ละวิธีมีข้อดีและข้อเสียที่แตกต่างกันออกไปดังที่ได้สรุปไว้ในแผนภาพในรูปที่ 2.4 (อภิชัย สุขะพันธ์, 2558) สำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาโดยใช้วิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นที่อาศัยทฤษฎีบทค่าเจาะจงเท่านั้น ดังแสดงด้วยพื้นที่สีเทาในรูปที่ 2.4 เนื่องจากวิธีดังกล่าวเป็นวิธีการที่ง่าย

ไม่ซับซ้อน และให้ผลการวิเคราะห์ที่มีความถูกต้อง แต่อย่างไรก็ตามการวิเคราะห์เสถียรภาพไม่ว่าจะอาศัยวิธีการใดดังที่ได้กล่าวมาแล้ว จะต้องพึ่งพาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ ด้วยเหตุนี้จึงจำเป็นต้องมีการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จึงศึกษาค้นคว้างานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง ดังแสดงไว้ในหัวข้อที่ 2.5 ดังนี้

2.5 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง

การศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง ไม่ว่าจะอาศัยวิธีการใดจำเป็นต้องพึ่งพาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ เพื่อให้มีองค์ความรู้สำหรับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิที่พิจารณา และได้แบบจำลองที่มีความเหมาะสมซึ่งสามารถนำไปใช้ศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบได้โดยง่าย ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จึงศึกษาค้นคว้างานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง ซึ่งสามารถแสดงเป็นปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องได้ดังตารางที่ 2.4 ดังนี้

ตารางที่ 2.4 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง

| ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย | สาระสำคัญของงานวิจัย |
|------------------------|--|---|
| 1997 | Mahdavi, J., Emadi, A., Bellar, M.D., and Ehsani, M. | บทความนี้กล่าวถึงแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง ซึ่งเป็นแบบจำลองที่ขึ้นอยู่กับเวลา อันเนื่องมาจากผลของอุปกรณ์สวิตซ์ และได้นำเสนอการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของวงจรแปลงผันดีซีเป็นดีซี ได้แก่ วงจรแปลงผันแบบบัคค์ วงจรแปลงผันแบบบูสต์ และวงจรแปลงผันแบบบัคค์-บูสต์ ด้วยวิธีค่าเฉลี่ย-ปริภูมิสถานะทั่วไป เพื่อกำจัดผลของอุปกรณ์สวิตซ์ และได้แบบจำลองของระบบที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลา |

ตารางที่ 2.4 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง (ต่อ)

| ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย | สาระสำคัญของงานวิจัย |
|------------------------|--|--|
| 2004 | Emadi, A. | บทความนี้นำเสนอการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของวงจรเรียงกระแสแบบเต็มคลื่นหนึ่งเฟสที่จ่ายโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ด้วยวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไป และนำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดเล็กของระบบ ซึ่งอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่พิสูจน์หาได้ |
| 2004 | Jalla, M.M., Emadi, A., Williamson, G.A., and Fahimi, B. | บทความนี้นำเสนอการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการจำลองสถานการณ์ของวงจรแปลงผันแบบบัคกึ่งบนระบบไฟฟ้ากำลังของเรือที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น (more electric ship) ด้วยวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไป |
| 2007 | Han, L., Wang, J., and Howe, D. | บทความนี้นำเสนอการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของวงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบ 6 และ 12 พัลส์ ด้วยวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะ และนำเสนอผลของการเปลี่ยนแปลงมุมความเหลื่อมของวงจรเรียงกระแสที่ส่งผลต่อความถูกต้องแม่นยำของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่พิสูจน์หาได้ |
| 2008 | Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., and Thomas, D.W.P. | บทความนี้นำเสนอการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีดีคิว ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ซึ่งประกอบด้วยวงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบพีดับเบิลยูเอ็มที่จ่ายโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว และนำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพ พร้อมทั้งการวิเคราะห์ถึงผลของการเปลี่ยนแปลงความถี่ธรรมชาติของตัวควบคุมที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบ โดยอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่พิสูจน์หาได้ |

ตารางที่ 2.4 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง (ต่อ)

| ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย | สาระสำคัญของงานวิจัย |
|------------------------|--|--|
| 2010 | Chaijarunudomrung, K., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. | บทความนี้นำเสนอการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของวงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบบริดจ์ที่มีการควบคุม โดยใช้วิธีตีความกำจัดผลการสวิตช์ของไทรสเตอร์ เพื่อให้ได้แบบจำลองของระบบที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลา |
| 2011 | Areerak, K-N., Wu, T., Bozhko, S.V., Asher, G.M., and Thomas, D.W.P. | บทความนี้นำเสนอการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีตีความ ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบผสม ซึ่งประกอบด้วย เครื่องกำเนิดไฟฟ้า ซิงโครนัส วงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบบริดจ์ และวงจรควบคุมมอเตอร์ไฟฟ้าแบบพีดับเบิลยูเอ็ม พร้อมทั้งนำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพและการวิเคราะห์ถึงผลของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบ โดยอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่พิสูจน์หาได้ |
| 2015 | Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S.V., Hill, C., and Asher, G. | บทความนี้นำเสนอการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีตีความ ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 V ซึ่งประกอบด้วย เครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ และมีโหลดความต้านทานและโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว พร้อมทั้งได้นำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบในกรณีที่มีและไม่มี การพิจารณา สายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง โดยอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่พิสูจน์หาได้ |

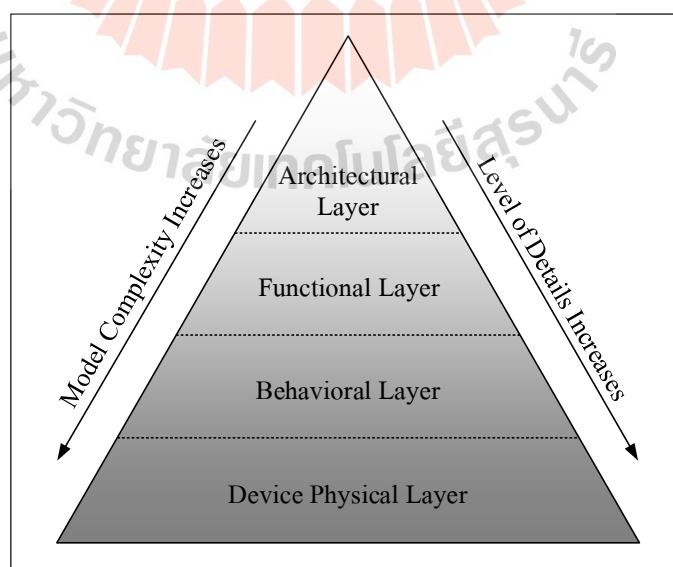
ตารางที่ 2.4 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง (ต่อ)

| ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย | สาระสำคัญของงานวิจัย |
|------------------------|--|--|
| 2017 | Pakdeeto, J., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. | บทความนี้นำเสนอการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบโครงข่ายกำลังไฟฟ้ากระแสตรงขนาดเล็กที่ประกอบด้วยวงจรแปลงผันกำลังไฟฟ้าแบบสองทิศทาง (bi-directional converter) วงจรแปลงผันแบบบูสต์ และมีโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ด้วยวิธีการผสมผสานกันระหว่างวิธีตีควและวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไป |

จากการสำรวจปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังที่มีโหลดเป็นวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุมเป็นแบบจำลองที่ขึ้นอยู่กับเวลา (time-varying model) อันเนื่องมาจากผลของอุปกรณ์สวิตซ์ในวงจรแปลงผันกำลัง ซึ่งหากนำไปใช้ศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบจะมีความยุ่งยากและความซับซ้อน ดังนั้นการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์จึงเป็นวิธีการสำหรับกำจัดผลของอุปกรณ์สวิตซ์ดังกล่าว เพื่อให้ได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่ไม่เปลี่ยนแปลงตามเวลา (time-invariant model) ซึ่งสามารถนำไปใช้ศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบได้ง่ายมากยิ่งขึ้น การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของวงจรแปลงผันกำลังมี 2 วิธีการที่ได้รับความนิยมนำมาใช้งาน นั่นคือ วิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไป (generalized state-space averaging method : GSSA method) และวิธีตีคว (DQ method) โดยวิธีค่าเฉลี่ยปริภูมิสถานะทั่วไปเป็นวิธีการที่นิยมใช้กับวงจรแปลงผันดีซีเป็นดีซี ซึ่งแบบจำลองที่ได้จากวิธีการนี้จะมี ความถูกต้องแม่นยำและไม่ซับซ้อน ในขณะที่วิธีตีควเป็นวิธีการที่นิยมใช้กับวงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบบริดจ์ ทั้งแบบที่มีการควบคุมแรงดันบัลไฟตรงหรือแบบที่ไม่มีการควบคุมแรงดันบัลไฟตรง วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟ และวงจรของเครื่องจักรกลไฟฟ้ากระแสสลับ ซึ่งแบบจำลองที่ได้จากวิธีการนี้มีความยืดหยุ่นสูงและไม่ซับซ้อนมากนัก

การสร้างแบบจำลองของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิ้นที่ใช้ไฟฟ้ามักขึ้นแบ่งออกได้เป็น 4 ระดับ คือ ระดับกายภาพของอุปกรณ์ (device physical layer) ระดับเชิงพฤติกรรม (behavioral layer) ระดับแบบฟังก์ชัน (functional layer) และระดับสถาปัตยกรรม (architectural layer)

ดังแสดงในรูปที่ 2.5 โดยการสร้างแบบจำลองในระดับกายภาพของอุปกรณ์เป็นระดับที่แบบจำลองมีความละเอียดและความซับซ้อนมากที่สุด ซึ่งถูกใช้เพื่อตรวจสอบและวิเคราะห์พฤติกรรมในเชิงลึกของชิ้นส่วนหรืออุปกรณ์ภายในระบบ การสร้างแบบจำลองในระดับเชิงพฤติกรรมเป็นระดับที่สามารถพิจารณาถึงผลของความถี่ที่สูงมาก ๆ ได้ (สูงถึง 100 kHz) ดังนั้นแบบจำลองจึงให้สัญญาณการตอบสนองของระบบได้ตามจริง ซึ่งเหมาะสำหรับใช้ในการออกแบบตัวกรองแบบพาสซีฟ (passive filter) ของส่วนประกอบที่มีฮาร์โมนิกส์หรือความถี่ในการสวิตช์เข้ามาเกี่ยวข้อง การสร้างแบบจำลองในระดับแบบฟังก์ชัน จะได้แบบจำลองแบบเฉลี่ยที่ไม่มีการสวิตช์ (non-switching averaged model) แต่ยังคงให้ผลการตอบสนองทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัวได้อย่างถูกต้องแม่นยำ ดังนั้นจึงเหมาะสำหรับใช้ในการตรวจสอบพลวัตและวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบ ในขณะที่การสร้างแบบจำลองในระดับสถาปัตยกรรมจะถูกใช้เพื่อศึกษาสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลัง ซึ่งเป็นการพิจารณาระบบโดยรวมในสภาวะอยู่ตัวเท่านั้น ดังนั้นจึงเหมาะสำหรับใช้ในการออกแบบระดับและขนาดของระบบ (Wheeler, P. , and Bozhko, S.V., 2014) สำหรับระบบที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ นั่นคือ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดียว ซึ่งมีเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรและวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟเป็นองค์ประกอบ ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะสร้างแบบจำลองของระบบในระดับแบบฟังก์ชัน โดยจะพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาด้วยวิธีดีคิวก เพื่อให้ได้แบบจำลองที่มีความเหมาะสมสำหรับการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบ



รูปที่ 2.5 ระดับของการสร้างแบบจำลองของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น

2.6 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง และงานวิจัยที่ได้รับการพัฒนาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์

การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง ไม่ว่าจะอาศัยวิธีการใดทำได้เพียงแค่คาดเดา จุดการขาดเสถียรภาพ เพื่อใช้หลีกเลี่ยงการทำงานของระบบ ณ จุดดังกล่าวได้เท่านั้น แต่ไม่สามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้ ซึ่งในบางกรณี การขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังจะเกิดขึ้นก่อนที่ระดับไฟฟ้ากำลังจะถึงค่าพิกัดของระบบ เพื่อให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้ วิธีการสำหรับ บรรเทาการขาดเสถียรภาพจึงได้รับการศึกษาและพัฒนาอย่างต่อเนื่อง ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์ จึงศึกษาค้นคว้างานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ของระบบไฟฟ้ากำลัง ซึ่งสามารถแสดงเป็นปรัทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องได้ ดังตารางที่ 2.5 และในส่วนสุดท้ายของข้อหัวที่ 2.6 นี้ได้นำเสนอถึงงานวิจัยที่ได้รับการต่อยอดและ พัฒนาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้

ตารางที่ 2.5 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง

| ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย | สาระสำคัญของงานวิจัย |
|------------------------|---|--|
| 2009 | Rahimi, A., and Emadi, A. | บทความนี้นำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ อันเนื่องมาจากค่าความต้านทานติดลบของ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ของวงจรแปลงผันแบบบักก์ วงจรแปลงผันแบบบูสต์ และวงจรแปลงผัน แบบบักก์-บูสต์ ด้วยวิธีการหน่วงแบบแอกทีฟ โดย สร้างสัญญาณชดเชยที่อาศัยหลักการความต้านทาน- เสมือน และได้เปรียบเทียบกับวิธีการหน่วงแบบ พาสซีฟที่ต้องมีการเพิ่มตัวต้านทานเข้าไปในระบบ |
| 2010 | Rahimi, A.M., Williamson, G.A., and Emadi, A. | บทความนี้นำเสนอการชดเชยหรือกำจัดผลของ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ของวงจรแปลงผันแบบบักก์ วงจรแปลงผันแบบบูสต์ และวงจรแปลงผัน แบบบักก์-บูสต์ ด้วยวิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็น เชิงเส้นที่อาศัยเทคนิคคลุยกเล็ก ทั้งในกรณีที่มีและ ไม่มีวงจรรองความถี่ต่ำผ่านในรูปการป้อนกลับ |

ตารางที่ 2.5 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง (ต่อ)

| ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย | สาระสำคัญของงานวิจัย |
|------------------------|--|---|
| 2011 | Cespedes, M., Xing, L., and Sun, J. | บทความนี้นำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระแสตรง ด้วยวิธีการห้วงแบบพาสซีฟ ซึ่งได้มีการเพิ่มตัวต้านทานหรือตัวต้านทานและตัวเก็บประจุไฟฟ้า หรือตัวต้านทานและตัวเหนี่ยวนำ เข้าไปในระบบ |
| 2012 | Radwan, A., and Mohamed, Y.R. | บทความนี้นำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบโครงข่ายกำลังไฟฟ้ากระแสตรงขนาดเล็ก ด้วยวิธีการห้วงแบบแอคทีฟที่อาศัยการป้อนกลับแบบเชิงเส้นในการฉีดสัญญาณชดเชยหรือสัญญาณสร้างเสถียรภาพเข้าไปในโครงสร้างของระบบควบคุม โดยได้นำเสนอการฉีดสัญญาณชดเชย 3 ตำแหน่งที่ต่างกันคือ ฉีดเข้าที่ลูบการควบคุมภายนอก ฉีดเข้าที่ลูบการควบคุมระหว่างกลาง และฉีดเข้าที่ลูบการควบคุมภายใน ของระบบควบคุม |
| 2012 | Magne, P., Marx, D., Nahid-Mobarakeh, B., and Pierfederici, S. | บทความนี้นำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระแสตรงด้วยวิธีการห้วงแบบแอคทีฟ โดยการสร้างสัญญาณชดเชยเพื่อเพิ่มผลการห้วงของระบบอาศัยหลักการตัวเก็บประจุไฟฟ้าเสมือน และได้นำเสนอผลการวิเคราะห์ของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยการประมาณขอบเขตของการมีเสถียรภาพแบบเชิงเส้นกำกับ |
| 2012 | Mohamed, Y.R., Radwan, A., and Lee, T. | บทความนี้นำเสนอการชดเชยค่าอิมพีแดนซ์เชิงลบจากพฤติกรรมของระบบควบคุมมอเตอร์ไฟฟ้าแบบซิงโครนัส ด้วยวิธีการห้วงแบบแอคทีฟ ซึ่งเป็นการชดเชยผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวแบบโดยตรงผ่านลูบการควบคุมของโหลด |

ตารางที่ 2.5 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง (ต่อ)

| ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย | สาระสำคัญของงานวิจัย |
|------------------------|--|---|
| 2013 | Zhang, X., Vilathgamuwa, D.M., Tseng, K.J., Bhangu, B.S., and Gajanayake, C.J. | บทความนี้นำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนยานพาหนะที่มีระบบจำหน่ายแบบผสม ด้วยวงจรมัลติเพล็กซ์กำลังที่มีการควบคุมเชิงทำนายแบบจำลอง (model predictive control) ที่ถูกเพิ่มเข้าไประหว่างแหล่งจ่ายกับโหลดของระบบ |
| 2013 | Magne, P., Nahid-Mobarakeh, B., and Pierfederici, S. | บทความนี้นำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ด้วยวิธีการห่วงแบบแอกทีฟที่สัญญาณชดเชยได้รับการออกแบบโดยอาศัยทฤษฎีเสถียรภาพของเลียปูนอฟ |
| 2015 | Wu, M., and Lu, D.D. | บทความนี้นำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง ด้วยวิธีการห่วงแบบแอกทีฟ โดยได้ดำเนินการแก้ไขทางด้านแหล่งจ่ายของระบบ ซึ่งการสร้างสัญญาณชดเชยอาศัยหลักการความต้านทานเสมือนพร้อมทั้งนำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีโลคัสของราก (root locus) และเกณฑ์ของมิตเดิลบรูค |
| 2016 | Zhang, X., Xu, L., Li, Y., Zheng, Z., and Wang, K. | บทความนี้นำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง ด้วยวิธีการห่วงแบบแอกทีฟ โดยการสร้างสัญญาณชดเชยอาศัยหลักการความต้านทานเสมือนที่ต่อขนานกับตัวเก็บประจุของวงจรกรอง และถูกฉีดเข้าไปในรูปการควบคุมแรงดันไฟฟ้ากระแสสลับของแหล่งจ่าย |

ตารางที่ 2.5 งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง (ต่อ)

| ปีที่ตีพิมพ์ (ค.ศ.) | คณะผู้วิจัย | สาระสำคัญของงานวิจัย |
|------------------------|---|--|
| 2018 | Huangfu, Y., Pang, S., Nahid-Mobarakeh, B., Guo, L., Rathore, A.K., and Gao, F. | บทความนี้นำเสนอการชดเชยและกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจากพฤติกรรมของวงจรแปลงผันแบบบูสต์ บนระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง โดยใช้วิธีการหน่วงแบบแอกทีฟ และดำเนินการแก้ไขทางด้านโหลดผ่านลูปการควบคุมของวงจรแปลงผันแบบบูสต์ที่พิจารณา |
| 2018 | Sopapirm, T., Areerak, K-N., Bozhko, S., Hill, C., Suyapan, A., and Areerak, K-L. | บทความนี้นำเสนอการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของวงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบบริดจ์ที่มีโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ด้วยเทคนิคลูปยกเล็กที่อาศัยการใช้วงจรช่วย โดยได้เพิ่มอุปกรณ์สวิตช์และไดโอดเข้าไประหว่างแหล่งจ่ายกับโหลดของระบบ |

จากการสำรวจปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง ดังตารางที่ 2.5 สามารถสรุปเป็นแผนภาพการบรรเทาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้ดังรูปที่ 2.6 ซึ่งจากรูปจะพบว่า การบรรเทาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีแนวคิดพื้นฐานเกี่ยวข้องกับการชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวด้วยการเพิ่มการหน่วงของระบบผ่านการดำเนินการแก้ไขที่สามารถแบ่งออกได้เป็น 2 วิธีการคือ การหน่วงแบบพาสซีฟและการหน่วงแบบแอกทีฟ โดยการหน่วงแบบพาสซีฟเป็นวิธีการที่อาศัยการแก้ไขฮาร์ดแวร์ด้วยการเพิ่มค่าตัวเก็บประจุไฟฟ้าหรือลดค่าตัวเหนี่ยวนำของวงจรกรอง รวมถึงการเพิ่มอุปกรณ์พาสซีฟ ได้แก่ ตัวต้านทาน หรือตัวต้านทานและตัวเก็บประจุไฟฟ้า หรือตัวต้านทานและตัวเหนี่ยวนำ เข้าไปในระบบ เพื่อให้การหน่วงของระบบมีค่าเพิ่มสูงขึ้น นั่นคือ ทำให้ระบบมีเสถียรภาพเพิ่มขึ้น ในขณะที่การหน่วงแบบแอกทีฟเป็นวิธีการที่อาศัยการแก้ไขโครงสร้างควบคุมด้วยการสร้างสัญญาณชดเชยหรือสัญญาณสร้างเสถียรภาพ ฉีดเข้าไปในโครงสร้างของระบบควบคุมเพื่อสร้างผลการหน่วงเสมือน ซึ่งทำให้การหน่วงของระบบมีค่าเพิ่มสูงขึ้น นั่นคือ ระบบมีเสถียรภาพเพิ่มขึ้น โดยการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยวิธีการหน่วงแบบแอกทีฟเมื่อแบ่งตามลักษณะของการป้อนกลับจะแบ่งออกได้เป็น 2 วิธีการ คือ การป้อนกลับแบบเชิงเส้นและ

ดังนั้นวิธีการป้องกันแบบไม่เป็นเชิงเส้นนี้จึงสามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้อย่างไม่จำกัด วิธีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพโดยส่วนใหญ่ถูกนำเสนอไว้สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพของวงจรแปลงผันดีซีเป็นดีซี สำหรับวงจรแปลงผันเอซีเป็นดีซีอาจใช้วงจรบัฟเฟอร์กำลัง หรือประยุกต์ใช้วิธีการของวงจรแปลงผันดีซีเป็นดีซีสำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพได้ โดยวิธีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพแต่ละวิธีมีข้อดีและข้อเสียที่แตกต่างกันออกไปดังที่ได้สรุปไว้ในแผนภาพในรูปที่ 2.6 ซึ่งวิธีการหน่วงแบบแอกทีฟเป็นวิธีที่ไม่มีการแก้ไขฮาร์ดแวร์ ดังนั้นจึงทำให้ระบบมีประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือสูงเมื่อเปรียบเทียบกับวิธีการหน่วงแบบพาสซีฟ ด้วยเหตุนี้งานวิจัยในปัจจุบันจึงเลือกใช้วิธีการหน่วงแบบแอกทีฟสำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบ

ตารางที่ 2.6 ข้อดีและข้อจำกัดของแนวทางการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยวิธีการหน่วงแบบแอกทีฟ

| แนวทาง | ข้อดี | ข้อจำกัด |
|---|---|---|
| การหน่วงแบบแอกทีฟด้วยการแก้ไขทางด้านแหล่งจ่าย | ไม่ทำให้ประสิทธิภาพของโหลดลดลง | ใช้ได้กับระบบที่แหล่งจ่ายเป็นวงจรแปลงผันกำลังที่มีลูบการควบคุมได้เท่านั้น |
| การหน่วงแบบแอกทีฟด้วยการแก้ไขทางด้านโหลด | สามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้โดยตรง | ทำให้ประสิทธิภาพของโหลดลดลง |
| การหน่วงแบบแอกทีฟด้วยการใช้วงจรช่วย | ใช้กับระบบที่แหล่งจ่ายเป็นวงจรแปลงผันกำลังที่ไม่มีลูบการควบคุมได้ โดยไม่ทำให้ประสิทธิภาพของโหลดลดลง | ทำให้กำลังงานสูญเสีย ราคาและ ความซับซ้อนของระบบโดยรวมเพิ่มสูงมากขึ้น |

การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยวิธีการหน่วงแบบแอกทีฟสามารถแบ่งออกได้เป็น 3 แนวทาง ดังแสดงในตารางที่ 2.6 คือ แนวทางที่ 1 การดำเนินการทางด้านแหล่งจ่ายเป็นวิธีการที่เหมาะสมกับระบบที่แหล่งจ่ายเป็นวงจรแปลงผันกำลังที่สามารถควบคุมได้ มีข้อดีคือไม่ทำให้ประสิทธิภาพของโหลดลดลง แต่ก็มีข้อจำกัดในแง่ที่สามารถใช้ได้กับเฉพาะระบบที่แหล่งจ่ายมีลูบการควบคุมเท่านั้น หากระบบเป็นแหล่งจ่ายที่ไม่มีลูบการควบคุม เช่น วงจรเรียงกระแสสามเฟสแบบบริดจ์ที่ไม่มีการควบคุมเฟส การชดเชยผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว

ทางด้านแหล่งจ่ายนี้จะไม่สามารถทำได้ ซึ่งในกรณีนี้การชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว สามารถดำเนินการได้โดยอาศัยแนวทางที่ 2 คือ การดำเนินการทางด้านโหลด หรือแนวทางที่ 3 คือ การใช้วงจรช่วยที่จัดวางอยู่ระหว่างด้านแหล่งจ่ายและโหลด โดยการดำเนินการทางด้านโหลดตามแนวทางที่ 2 เป็นวิธีการที่ชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้โดยตรงผ่านอุปกรณ์ควบคุมของโหลด แต่มีข้อเสียคือ พลวัตของอุปกรณ์ชดเชยที่ถูกเพิ่มเข้าไปอาจรบกวนการทำงานของอุปกรณ์ควบคุมหลัก และวิธีการนี้ทำให้ประสิทธิภาพของโหลดลดลง ในขณะที่การใช้วงจรช่วยตามแนวทางที่ 3 เป็นวิธีที่มีการติดตั้งวงจรหรืออุปกรณ์เพิ่มเข้าไประหว่างแหล่งจ่ายกับโหลดของระบบ จึงส่งผลทำให้กำลังงานสูญเสียราคา และความซับซ้อนของระบบโดยรวมเพิ่มสูงมากขึ้น

ดังนั้นจากที่ได้กล่าวมาทั้งหมดข้างต้น งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาโดยจะดำเนินการแก้ไขทางด้านแหล่งจ่ายด้วยวิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นที่อาศัยเทคนิคลูปยกเล็ก ซึ่งเป็นวิธีที่ถูกรับรองไว้สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพของวงจรแปลงผันกำลังดีซีเป็นดีซี มาประยุกต์ใช้กับวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟซึ่งเป็นวงจรแปลงผันกำลังเอซีเป็นดีซี เนื่องจากวิธีการดังกล่าวสามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้โดยตรง จึงทำให้ระบบมีขีดความสามารถในการจ่ายกำลังไฟฟ้าให้กับโหลดได้สูงเพิ่มมากขึ้น แต่อย่างไรก็ตามการบรรเทาการขาดเสถียรภาพไม่ว่าจะอาศัยวิธีการใดจะเป็นการพิจารณาและออกแบบเพื่อทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพที่จุดปฏิบัติงานจุดใดจุดหนึ่งเท่านั้น หากจุดปฏิบัติงานของระบบมีการเปลี่ยนแปลงโดยโหลดของระบบมีค่าเพิ่มสูงขึ้น ในขณะที่ค่าที่ออกแบบไว้สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพมีค่าดั้งเดิมไม่แปรเปลี่ยนตามค่าของโหลด ระบบมีโอกาที่จะขาดเสถียรภาพได้อีกครั้ง นั่นคือการบรรเทาการขาดเสถียรภาพไม่เพียงพอที่จะทำให้ระบบทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขของค่าพิกัดกำลัง ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงต่อยอดและพัฒนาการบรรเทาการขาดเสถียรภาพไปสู่การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว เพื่อทำให้ระบบไฟฟ้าที่พิจารณาส่งกำลังงานได้อย่างมีเสถียรภาพในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้ โดยการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่น่าเสนอจะเป็นการประยุกต์ใช้วิธีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่อาศัยเทคนิคลูปยกเล็กรวมกับการใช้สมการอย่างง่ายของค่าอัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคลูปยกเล็กที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่มีการเปลี่ยนแปลง ซึ่งสมการดังกล่าวได้มาจากการหาสมการโพลีโนเมียลที่อาศัยเส้นแวนน์การขาดเสถียรภาพจากการวิเคราะห์เสถียรภาพผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีดีคิว โดยแนวทางการบรรเทาการขาดเสถียรภาพและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้รับการต่อยอดและพัฒนาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้แสดงได้ด้วยพื้นที่สี่เหลี่ยมในรูปที่ 2.6 ซึ่งการประยุกต์ใช้เทคนิคลูปยกเล็กในการบรรเทาการขาดเสถียรภาพและพัฒนาต่อยอดเทคนิคดังกล่าวไปสู่

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง ตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันยังไม่มีงานวิจัยใด ๆ ที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่

2.7 สรุป

ในบทที่ 2 นี้ได้กล่าวถึง ปรัชศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง และการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง พร้อมทั้งการสรุปองค์ความรู้ที่ได้จากการสำรวจปรัชศน์วรรณกรรมเพื่อใช้เป็นแนวทางของการทำวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ โดยเฉพาะอย่างยิ่งเป็นแนวทางและองค์ความรู้พื้นฐานที่สำคัญสำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน เพื่อให้ระบบสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดการทำงานภายใต้เงื่อนไขของค่าพิกัดกำลัง ซึ่งเป็นงานวิจัยที่ได้รับการต่อยอดและพัฒนาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์

บทที่ 3

ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา และการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

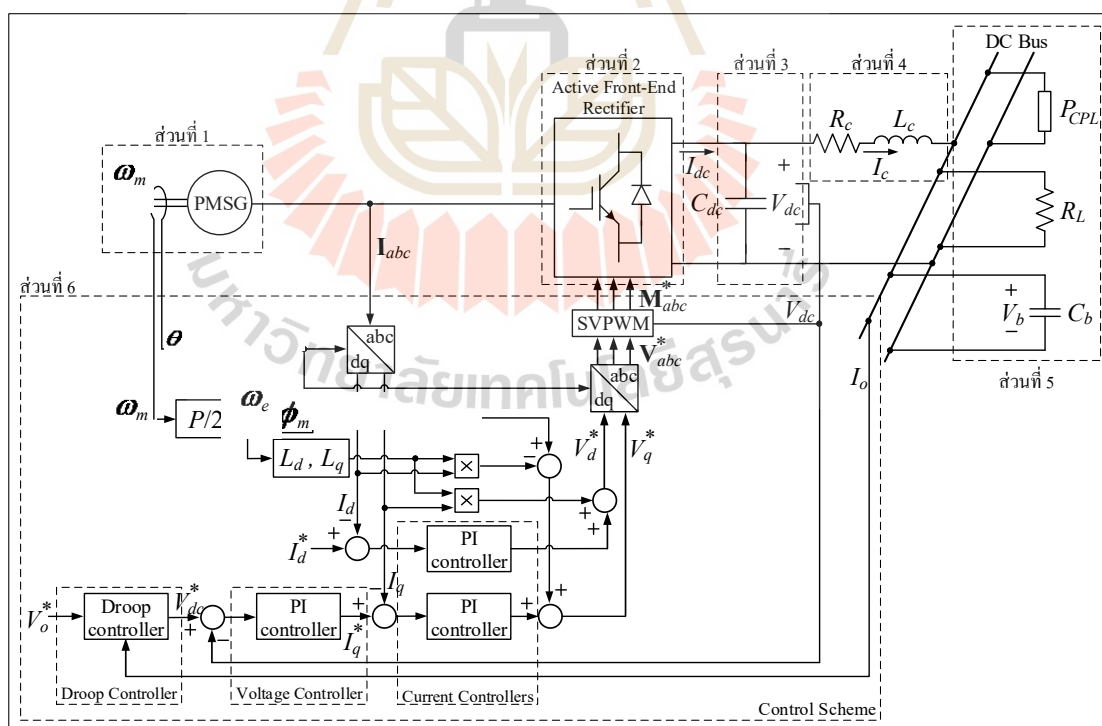
3.1 บทนำ

การศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ ทั้งการวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว จำเป็นต้องพึ่งพาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ ดังนั้นในบทที่ 3 จึงนำเสนอการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาด้วยวิธีตีคว ทั้งในกรณีที่ระบบไม่มีตัวควบคุมและในกรณีที่ระบบมีตัวควบคุม พร้อมทั้งการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองที่พิสูจน์หาได้ด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ โดยเนื้อหาในตอนต้นของบทนี้จะกล่าวถึงสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ซึ่งเป็นระบบไฟฟ้าที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ ทฤษฎีพื้นฐานเกี่ยวกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีตีคว และการออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาจะได้รับการอธิบายไว้ในส่วนที่เหมาะสมของบทที่ 3 นี้ด้วยเช่นกัน

3.2 ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

ระบบไฟฟ้าที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์คือ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว แสดงได้ดังรูปที่ 3.1 ซึ่งประกอบด้วย 6 ส่วนคือ ส่วนที่ 1 เครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร (Permanent Magnet Synchronous Generator : PMSG) ทำหน้าที่ผลิตไฟฟ้ากระแสสลับด้วยการเปลี่ยนพลังงานกลจากกังหัน (turbine) ของเครื่องยนต์ (engines) ให้เป็นพลังงานไฟฟ้า ส่วนที่ 2 วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ (Active Front-End rectifier : AFE) ทำหน้าที่แปลงไฟฟ้ากระแสสลับที่ได้จากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าให้เป็นไฟฟ้ากระแสตรงเพื่อใช้เป็นแหล่งพลังงานสำหรับโหลดทั้งหมดบนเครื่องบิน ส่วนที่ 3 ตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (DC-link capacitor) ทำหน้าที่ลดแรงดันพลิว (ripple voltage) ของแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ได้จากวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟให้มีลักษณะสัญญาณที่เรียบและคงที่มากขึ้น ส่วนที่ 4

สายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (DC transmission line) ส่วนที่ 5 โหลดทั้งหมดของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ประกอบด้วย โหลดความต้านทานซึ่งใช้แทนโหลดที่เกิดจากระบบป้องกันและละลายน้ำแข็งบนปีกของเครื่องบิน โหลดตัวเก็บประจุไฟฟ้า (capacitor bank) และโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งเป็นพฤติกรรมของวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุม เช่น วงจรแปลงผันกำลังที่เชื่อมต่อกับมอเตอร์ไฟฟ้าเพื่อควบคุมกระแสไฟฟ้าและความเร็วรอบของมอเตอร์ วงจรแปลงผันเอซีเป็นดีซีหรือดีซีเป็นดีซีที่มีการควบคุมสัญญาณขาออก เป็นต้น ซึ่งโหลดโดยส่วนใหญ่ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามักขึ้นเป็นโหลดประเภทนี้ และส่วนที่ 6 ระบบควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินซึ่งเป็นตัวควบคุมแบบเวกเตอร์ (vector controller) บนแกนหมุนดีคิว (dq -axis) ประกอบด้วย ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้า (current controllers) เป็นลูปควบคุมภายใน ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า (voltage controller) และตัวควบคุมแบบดรอป (Droop controller) เป็นลูปควบคุมภายนอก โดยระบบควบคุมนี้จะทำหน้าที่ควบคุมเพื่อให้ระบบสามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพ มีคุณลักษณะเฉพาะและผลการตอบสนองเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ซึ่งเป็นข้อกำหนดคุณสมบัติของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน สำหรับรายละเอียดและการออกแบบระบบควบคุมดังกล่าวจะได้รับการอธิบายไว้ในหัวข้อที่ 3.5.1

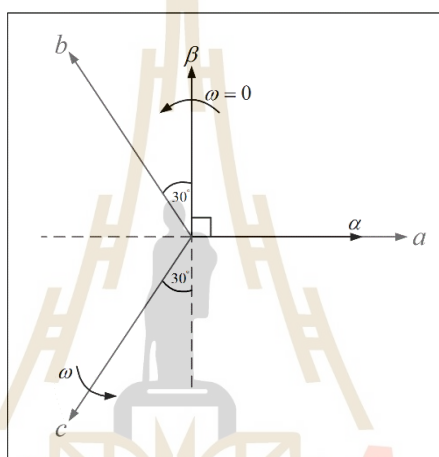


รูปที่ 3.1 ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

3.3 ทฤษฎีพื้นฐานเกี่ยวกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีดีคิว

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ใช้วิธีดีคิวหรือวิธีการแปลงดีคิว (DQ transformation) ซึ่งเป็นวิธีการแปลงทางคณิตศาสตร์ที่ใช้ลดความซับซ้อนของระบบไฟฟ้าสามเฟสสมดุลงได้เป็นอย่างดี โดยการแปลงดีคิวจะเกี่ยวข้องกับการแปลงของคลาร์ก (Clarke's transformation) และการแปลงของปาร์ค (Park's transformation) ซึ่งสามารถแสดงรายละเอียดพอสังเขปได้ดังนี้

- การแปลงของคลาร์ก



รูปที่ 3.2 แผนภาพเวกเตอร์การแปลงของคลาร์ก

การแปลงของคลาร์กเป็นการฉาย (project) ปริมาณทางไฟฟ้าจากแกนสามเฟสสมดุลง (abc) ลงบนแกนสองเฟสที่หยุดนิ่ง (stationary axis : $\alpha\beta 0$) นั่นคือเป็นวิธีการแปลงปริมาณทางไฟฟ้าจากแกน abc ให้เป็นปริมาณทางไฟฟ้าสองเฟสบนแกนหยุดนิ่ง $\alpha\beta 0$ ดังแสดงได้ด้วยแผนภาพเวกเตอร์ในรูปที่ 3.2 ซึ่งพบว่า แกน α จะอยู่บนแกนเดียวกันกับเฟส a และแกน α กับแกน β จะทำมุมตั้งฉากกัน โดยสมการการแปลงของคลาร์กแสดงได้ดังสมการที่ (3-1) คือ

$$[f_{\alpha\beta 0}] = \mathbf{T}_{\alpha\beta 0} [f_{abc}] \quad (3-1)$$

เมื่อ f คือ ปริมาณทางไฟฟ้าใด ๆ ซึ่งอาจจะเป็น แรงดันไฟฟ้า กระแสไฟฟ้า หรือ ฟลักซ์แม่เหล็กไฟฟ้า เป็นต้น และเมตริกซ์การแปลง $\alpha\beta$ ($\alpha\beta$ transformation matrix : $\mathbf{T}_{\alpha\beta 0}$) สามารถคำนวณได้ด้วยสมการที่ (3-2) ดังนี้

$$\mathbf{T}_{\alpha\beta 0} = K \begin{bmatrix} 1 & -\frac{1}{2} & -\frac{1}{2} \\ 0 & \frac{\sqrt{3}}{2} & -\frac{\sqrt{3}}{2} \\ \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & \frac{1}{2} \end{bmatrix} \quad (3-2)$$

เมื่อ K คือ ค่าสัมประสิทธิ์การแปลง ซึ่งมีค่าคงที่และมีค่าขึ้นอยู่กับรูปแบบของ

การแปลง โดยที่ $K = \frac{2}{3}$ สำหรับการแปลงค่ายอด (peak convention)

$K = 1$ สำหรับการแปลงเท่าครึ่งของค่ายอด (one and a half time peak convention)

$K = \frac{\sqrt{2}}{3}$ สำหรับการแปลงค่าเฟสอาร์เอ็มเอส (rms phase convention)

$K = \sqrt{\frac{2}{3}}$ สำหรับการแปลงแบบการอนุรักษ์กำลังไฟฟ้า (power conserving convention)

สำหรับการแปลงผกผันของคลาร์ก (inverse Clarke's transformation) ซึ่งเป็นการแปลงปริมาณทางไฟฟ้าจากแกน $\alpha\beta 0$ ให้เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน abc แสดงได้ดังสมการที่ (3-3)

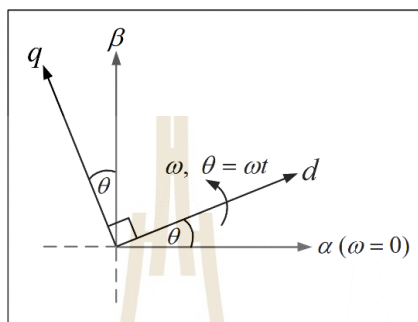
$$[\mathbf{f}_{abc}] = \mathbf{T}_{\alpha\beta 0}^{-1} [\mathbf{f}_{\alpha\beta 0}] \quad (3-3)$$

$$\text{เมื่อ } \mathbf{T}_{\alpha\beta 0}^{-1} = \frac{2}{3} K^{-1} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 \\ -\frac{1}{2} & \frac{\sqrt{3}}{2} & 1 \\ -\frac{1}{2} & -\frac{\sqrt{3}}{2} & 1 \end{bmatrix}$$

- การแปลงแกน $\alpha\beta$ เป็นแกน dq

การแปลงแกน $\alpha\beta$ เป็นแกน dq เป็นวิธีการแปลงปริมาณทางไฟฟ้าจากแกนสองเฟสหยุดนิ่ง $\alpha\beta$ ให้เป็นปริมาณทางไฟฟ้าสองเฟสบนแกนหมุนเชิงตั้งฉาก (orthogonal rotating axis : dq) โดยหมุนแกน $\alpha\beta$ ด้วยมุมหมุนของการแปลงดีคิว (θ) ดังแสดงด้วยแผนภาพเวกเตอร์

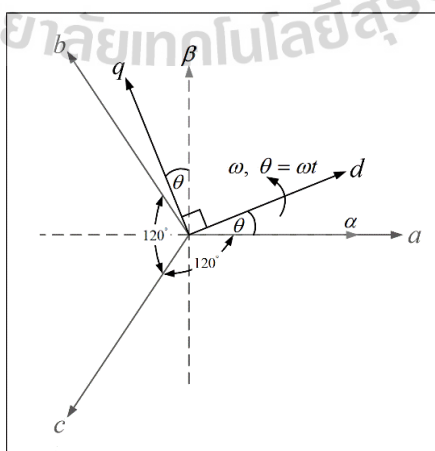
ในรูปที่ 3.3 ซึ่งจะพบว่า แกนหมุน d กับแกนหมุน q ทำมุมตั้งฉากกัน และ θ มีค่าเท่ากับ ωt สมการสำหรับการแปลงแกน $\alpha\beta$ เป็นแกน dq แสดงได้ดังสมการที่ (3-4) ในขณะที่สมการของการแปลงผกผันดังกล่าว ซึ่งเป็นสมการสำหรับการแปลงปริมาณทางไฟฟ้าบนแกนหมุน dq ให้เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกนหยุดนิ่ง $\alpha\beta$ แสดงได้ดังสมการที่ (3-5)



รูปที่ 3.3 แผนภาพเวกเตอร์การแปลงแกน $\alpha\beta$ เป็นแกน dq

$$[f_{dq}] = \mathbf{T}[f_{\alpha\beta}] = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta \\ -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} [f_{\alpha\beta}] \quad (3-4)$$

$$[f_{\alpha\beta}] = \mathbf{T}^{-1}[f_{dq}] = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta \\ \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} [f_{dq}] \quad (3-5)$$



รูปที่ 3.4 แผนภาพเวกเตอร์การแปลงของปาร์ค

- การแปลงของพาร์ค

การแปลงของพาร์คมีพื้นฐานมาจากการแปลงของคลาร์กและการแปลงแกน $\alpha\beta$ เป็นแกน dq โดยการแปลงของพาร์คเป็นวิธีการที่สามารถแปลงปริมาณทางไฟฟ้าจากแกนสามเฟสสมดุล abc ให้เป็นปริมาณทางไฟฟ้าสองเฟสบนแกนหมุน dq ได้โดยตรง แผนภาพเวกเตอร์การแปลงของพาร์คแสดงได้ดังรูปที่ 3.4 และสมการการแปลงของพาร์คแสดงได้ดังสมการที่ (3-6)

$$[f_{dq0}] = \mathbf{T}_{dq0} [f_{abc}] \quad (3-6)$$

เมื่อ \mathbf{T}_{dq0} คือ เมตริกซ์การแปลง dq (dq transformation matrix) ซึ่งสามารถคำนวณได้จากสมการที่ (3-7)

$$\mathbf{T}_{dq0} = K \begin{bmatrix} \cos \theta & \cos(\theta - \frac{2\pi}{3}) & \cos(\theta + \frac{2\pi}{3}) \\ -\sin \theta & -\sin(\theta - \frac{2\pi}{3}) & -\sin(\theta + \frac{2\pi}{3}) \\ \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & \frac{1}{2} \end{bmatrix} \quad (3-7)$$

สำหรับการแปลงผกผันของพาร์ค (inverse Park's transformation) ซึ่งเป็นการแปลงปริมาณทางไฟฟ้าจากแกน $dq0$ ให้เป็นปริมาณทางไฟฟ้าบนแกน abc แสดงได้ดังสมการที่ (3-8)

$$[f_{abc}] = \mathbf{T}_{dq0}^{-1} [f_{dq0}] \quad (3-8)$$

$$\text{เมื่อ } \mathbf{T}_{dq0}^{-1} = \frac{2}{3} K^{-1} \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta & \frac{1}{2} \\ \cos(\theta - \frac{2\pi}{3}) & -\sin(\theta - \frac{2\pi}{3}) & \frac{1}{2} \\ \cos(\theta + \frac{2\pi}{3}) & -\sin(\theta + \frac{2\pi}{3}) & \frac{1}{2} \end{bmatrix}$$

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาด้วยวิธีตีควโนงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะอาศัยการแปลงของพาร์คและใช้การแปลงแบบค่ายอด

นั่นคือ กำหนดให้ $K = \frac{2}{3}$ ซึ่งภายใต้การแปลงค่ายอดนี้ ความสัมพันธ์ระหว่างกำลังไฟฟ้าบนแกนสามเฟส abc และกำลังไฟฟ้าบนแกนสองเฟส dq แสดงได้ดังสมการที่ (3-9)

$$\begin{cases} P_{3\text{phase}} = \frac{3}{2} P_{2\text{phase}} = \frac{3}{2} (v_d i_d + v_q i_q) \\ Q_{3\text{phase}} = \frac{3}{2} Q_{2\text{phase}} = \frac{3}{2} (v_d i_q - v_q i_d) \end{cases} \quad (3-9)$$

| | | |
|--------|------------|---|
| โดยที่ | P | คือ กำลังไฟฟ้าจริง (real power) |
| | Q | คือ กำลังไฟฟ้ารีแอกทีฟ (reactive power) |
| | v_d, v_q | คือ แรงดันไฟฟ้าบนแกนหมุนดีคิว |
| | i_d, i_q | คือ กระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีคิว |

3.4 การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุม

เมื่อพิจารณาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาดังแสดงในรูปที่ 3.1 พบว่า เป็นแบบจำลองที่ขึ้นอยู่กับเวลา อันเนื่องมาจากผลการทำงานของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซึ่งโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรและผลการทำงานของอุปกรณ์สวิตช์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟ ซึ่งหากนำไปใช้ศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบจะมีความยุ่งยากและความซับซ้อนเป็นอย่างมาก ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จึงใช้วิธีดีคิวกำจัดผลของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าและอุปกรณ์สวิตช์ดังกล่าว เพื่อให้ได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่ไม่เปลี่ยนแปลงตามเวลา ซึ่งสามารถนำไปใช้ศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพได้ง่ายมากยิ่งขึ้น ในหัวข้อที่ 3.4 นี้ เป็นการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุม นั่นคือ จะไม่พิจารณาระบบควบคุมดังแสดงด้วยส่วนที่ 6 ในรูปที่ 3.1 แต่อย่างไรก็ตามระบบควบคุมดังกล่าวจะถูกพิจารณาในหัวข้อที่ 3.5 ซึ่งเป็นการพิสูจน์หาแบบจำลองของระบบในกรณีที่มีตัวควบคุม โดยการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุม พร้อมทั้งการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองที่พิสูจน์หาได้สามารถแสดงรายละเอียดได้ดังนี้

3.4.1 การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

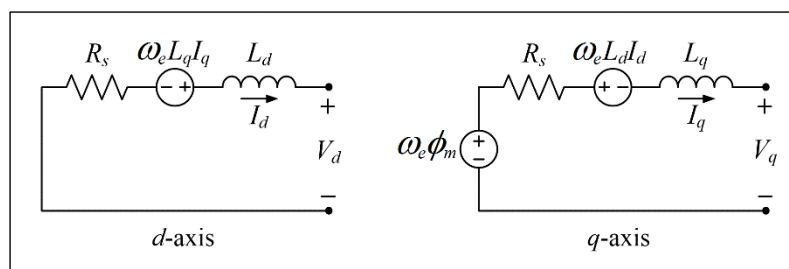
การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาด้วยวิธีดีคิวจะต้องเป็นไปตามสมมติฐานดังต่อไปนี้

1. วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟทำงานในช่วงโหมดการนำกระแสแบบต่อเนื่อง (CCM)
2. มุมความเหลื่อม (overlap angle : μ) ต้องน้อยกว่า 60 องศา
3. ไม่พิจารณาฮาร์โมนิก (harmonic) ที่เกิดขึ้นในระบบ

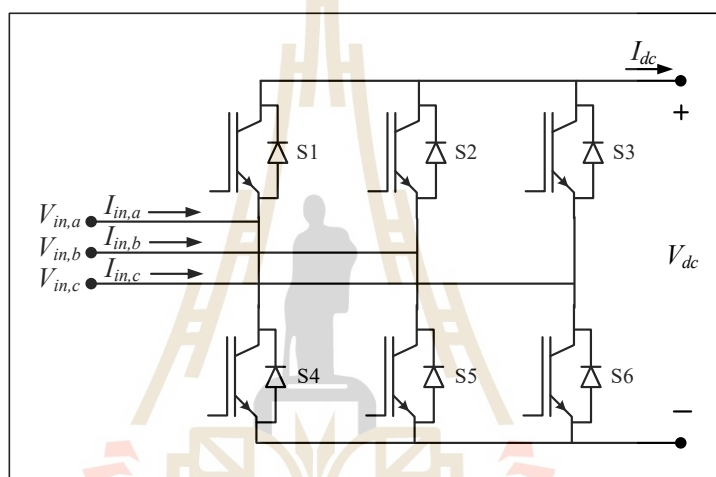
อันดับแรกพิจารณาเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร นั่นคือ ส่วนที่ 1 ในรูปที่ 3.1 ซึ่งโดยทั่วไปแบบจำลองทางคณิตศาสตร์จะนิยมถูกสร้างให้อยู่บนแกนหมุนดีควด้วยวิธีการแปลงของปาร์ค โดยสมการพลวัต (dynamic equation) ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรแสดงได้ดังสมการที่ (3-10) (Gao, F., and Bozhko, S.V., 2016; Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S.V., Hill, C., and Asher, G., 2015; Krause, P.C., Waynczuk, O., and Sudhoff, S.D., 2002) และเมื่อแปลงสมการพลวัตดังกล่าวให้อยู่ในรูปของวงจรไฟฟ้า ดังนั้นจะได้วงจรสมมูลของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรที่อยู่บนแกนหมุนดีคว ดังแสดงในรูปที่ 3.5

$$\begin{cases} \frac{d}{dt} I_d = -\frac{R_s}{L_d} I_d + \frac{\omega_e L_q}{L_d} I_q - \frac{1}{L_d} V_d \\ \frac{d}{dt} I_q = -\frac{\omega_e L_d}{L_q} I_d - \frac{R_s}{L_q} I_q - \frac{1}{L_q} V_q + \frac{\omega_e \phi_m}{L_q} \end{cases} \quad (3-10)$$

- โดยที่ R_s คือ ความต้านทานของขดลวดสเตเตอร์ (stator resistance)
 L_d คือ ความเหนี่ยวนำบนแกนหมุนดี (inductance on d -axis)
 L_q คือ ความเหนี่ยวนำบนแกนหมุนคว (inductance on q -axis)
 ϕ_m คือ ฟลักซ์เชื่อมโยง (flux linkage) ของแม่เหล็กถาวร
 ω_e คือ ความเร็วเชิงมุมทางไฟฟ้าของโรเตอร์ (electrical rotor angular velocity)
 I_d คือ กระแสสเตเตอร์บนแกนหมุนดี (stator current on d -axis)
 I_q คือ กระแสสเตเตอร์บนแกนหมุนคว (stator current on q -axis)
 V_d คือ แรงดันสเตเตอร์บนแกนหมุนดี (stator voltage on d -axis)
 V_q คือ แรงดันสเตเตอร์บนแกนหมุนคว (stator voltage on q -axis)



รูปที่ 3.5 วงจรสมมูลของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรบนแกนหมุนดีคิว



รูปที่ 3.6 วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟ

อันดับถัดมาพิจารณาวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟ นั่นคือ ส่วนที่ 2 ในรูปที่ 3.1 ซึ่งวงจรดังกล่าวมีโครงสร้างภายในที่ประกอบด้วยสวิตช์ไอจีบีที (Insulated-Gate Bipolar Transistor : IGBTs) ทั้งหมด 6 ตัว ดังแสดงในรูปที่ 3.6 เพื่อทำหน้าที่ในการแปลงไฟฟ้ากระแสสลับให้เป็นไฟฟ้ากระแสตรง โดยความสัมพันธ์ระหว่างอินพุตกับเอาต์พุตของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟแสดงได้ดังสมการที่ (3-11) (Bacha, S., Munteanu, I., and Bratcu, A.I., 2014; Yazdani, A., and Iravani, R., 2010)

$$\begin{cases} \mathbf{V}_{in,abc} = \mathbf{M}_{abc} V_{dc} \\ \mathbf{I}_{in,abc} = \mathbf{M}_{abc} I_{dc} \end{cases} \quad (3-11)$$

เมื่อ \mathbf{M}_{abc} คือ ฟังก์ชันการสวิตช์ (switching function) ซึ่งสามารถคำนวณได้
 ดังสมการที่ (3-12)

$$\mathbf{M}_{abc} = \frac{m}{2} \begin{bmatrix} \sin(\omega t + \phi_{con.}) \\ \sin(\omega t - \frac{2\pi}{3} + \phi_{con.}) \\ \sin(\omega t + \frac{2\pi}{3} + \phi_{con.}) \end{bmatrix} \quad (3-12)$$

โดยที่ m คือ ค่าดัชนีการมอดูเลต (modulation index)

$\phi_{con.}$ คือ มุมเฟสที่บัสสวิตช์แปลงผันกำลัง (converter bus)

จากสมการที่ (3-12) จะสังเกตได้ว่า ฟังก์ชันการสวิตช์ของวงจรเรียงกระแส
 ภาคหน้าแบบแอกทีฟเป็นฟังก์ชันที่ขึ้นอยู่กับเวลา งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จึงใช้วิธีตีความที่อาศัย
 การแปลงของปาร์คดังสมการที่ (3-6) มากำจัดผลการสวิตช์ดังกล่าว และกำหนดให้ $K = \frac{2}{3}$ จะได้

$$\mathbf{M}_{dq} = \mathbf{T}_{dq0} \mathbf{M}_{abc} = \frac{2}{3} \begin{bmatrix} \cos \theta & \cos(\theta - \frac{2\pi}{3}) & \cos(\theta + \frac{2\pi}{3}) \\ -\sin \theta & -\sin(\theta - \frac{2\pi}{3}) & -\sin(\theta + \frac{2\pi}{3}) \\ \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & \frac{1}{2} \end{bmatrix} \frac{m}{2} \begin{bmatrix} \sin(\omega t + \phi_{con.}) \\ \sin(\omega t - \frac{2\pi}{3} + \phi_{con.}) \\ \sin(\omega t + \frac{2\pi}{3} + \phi_{con.}) \end{bmatrix}$$

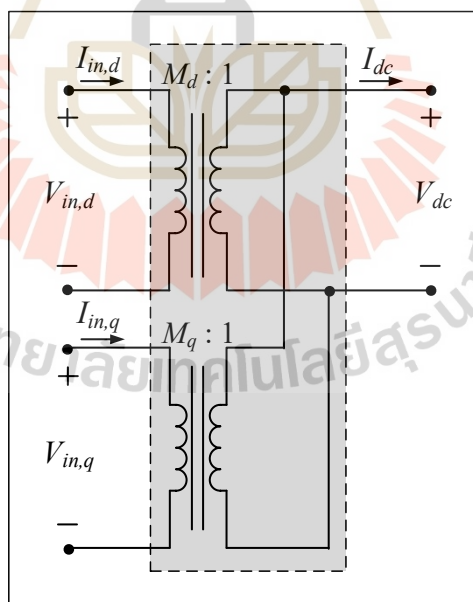
กำหนดให้ ϕ คือ มุมสำหรับการหมุนแกนหมุนตีคว ซึ่งเท่ากับ $\theta - \omega t + \frac{\pi}{2}$ ดังนั้น
 ฟังก์ชันการสวิตช์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟบนแกนหมุนตีคว ซึ่งเป็นฟังก์ชัน
 ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาแสดงได้ดังสมการที่ (3-13)

$$\begin{cases} M_d = \frac{m}{2} \cos(\phi - \phi_{con.}) \\ M_q = -\frac{m}{2} \sin(\phi - \phi_{con.}) \end{cases} \quad (3-13)$$

และเมื่อใช้การแปลงดีคิวกี่ที่อาศัยการแปลงของปาร์คตั้งสมการที่ (3-6) กับสมการที่ (3-11) ในทำนองเดียวกันกับการกำจัดผลการสวิตช์ข้างต้น ดังนั้นจะได้ความสัมพันธ์ระหว่างอินพุตกับเอาต์พุตของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟบนแกนหมุนดีคิวกี่แสดงได้ดังสมการที่ (3-14)

$$\begin{cases} \mathbf{V}_{in,dq} = \mathbf{M}_{dq} V_{dc} \\ I_{dc} = \frac{3}{2} \mathbf{M}_{dq}^T \mathbf{I}_{in,dq} \end{cases} \quad (3-14)$$

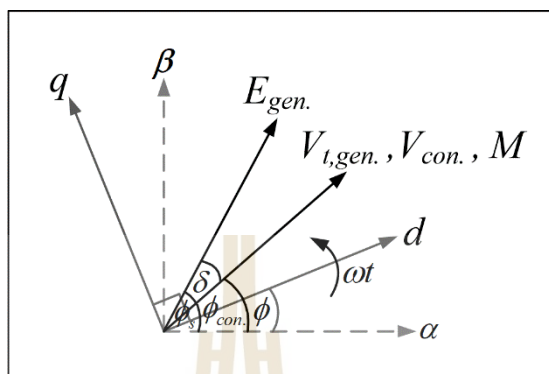
จากการวิเคราะห์สมการที่ (3-13) และสมการที่ (3-14) ด้วยกฎพื้นฐานทางไฟฟ้าจะพบว่า ความสัมพันธ์ระหว่างอินพุตกับเอาต์พุตของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าที่ได้มีลักษณะเป็นอัตราส่วนคล้ายกับสมการอัตราส่วนของหม้อแปลงไฟฟ้า ดังนั้นวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟจึงสามารถแทนได้ด้วยวงจรสมมูลหม้อแปลงไฟฟ้ากระแสตรงที่อยู่บนแกนหมุนดีคิวกี่และแกนหมุนควี่ โดยมีอัตราส่วนของหม้อแปลงคือ $M_d : 1$ และ $M_q : 1$ ตามลำดับ ดังแสดงในรูปที่ 3.7



รูปที่ 3.7 วงจรสมมูลของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟบนแกนหมุนดีคิวกี่

แผนภาพเวกเตอร์การแปลงดีคิวกี่ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาแสดงได้ดังรูปที่ 3.8 ซึ่งจากแผนภาพเมื่อกำหนดให้มุมสำหรับหมุนแกนหมุนดีคิวกี่เท่ากับมุมหมุนของโรเตอร์ (rotor angle)

ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร นั่นคือ กำหนดให้ $\phi = \phi_s$ จะได้ฟังก์ชันการสวิตช์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกที่พบนแกนหมุนดีควแสดงดังสมการที่ (3-15)



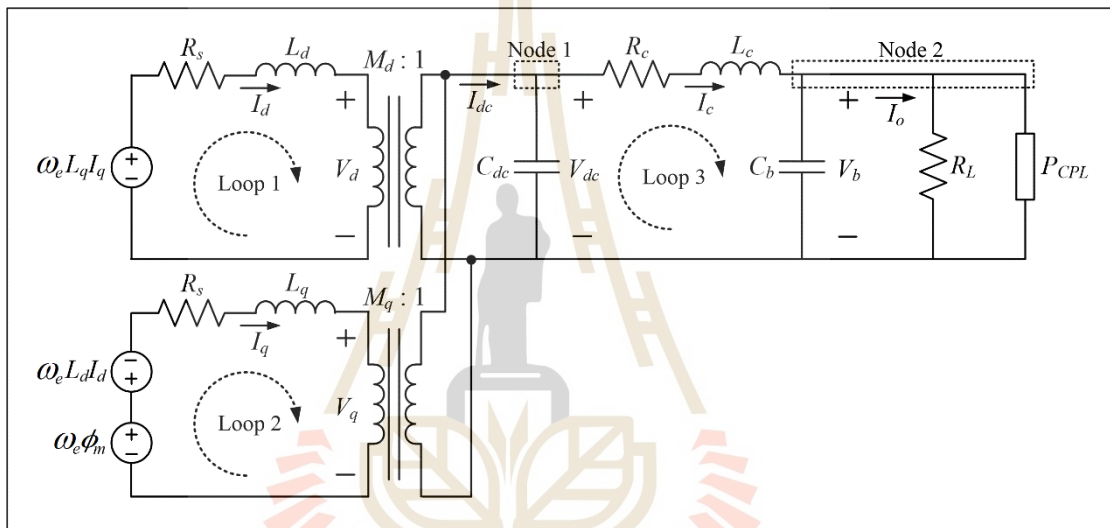
รูปที่ 3.8 แผนภาพเวกเตอร์การแปลงดีควของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

$$\begin{cases} M_d = \frac{m}{2} \cos(\delta) \\ M_q = -\frac{m}{2} \sin(\delta) \end{cases} \quad (3-15)$$

โดยที่ δ คือ มุมการเลื่อนเฟสระหว่างแรงดันไฟฟ้าภายใน (internal voltage : $E_{gen.}$) และแรงดันไฟฟ้าที่ขั้ว (terminal voltage : $V_{t.gen.}$) ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร

ดังนั้นจากการใช้วิธีการแปลงดีควเพื่อกำจัดผลการทำงานของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรและผลการทำงานของอุปกรณ์สวิตช์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกที่พดังที่ได้อธิบายในข้างต้น ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุมสามารถแทนได้ด้วยวงจรสมมูลอย่างง่ายที่อยู่บนแกนหมุนดีควดังแสดงในรูปที่ 3.9 โดยจากการวิเคราะห์วงจรสมมูลอย่างง่ายบนแกนหมุนดีควของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาดังรูปที่ 3.9 ด้วยการนำกฎแรงดันไฟฟ้าของเคอร์ชอฟฟ์ (Kirchhoff's Voltage Law : KVL) มาวิเคราะห์วงรอบที่ 1 ถึงวงรอบที่ 3 (Loop 1 – Loop 3) และนำกฎกระแสไฟฟ้าของเคอร์ชอฟฟ์ (Kirchhoff's Current Law : KCL) มาวิเคราะห์โนดที่ 1 และโนดที่ 2 (Node 1 – Node 2) ดังนั้นจะได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในกรณีที่ไม่มี

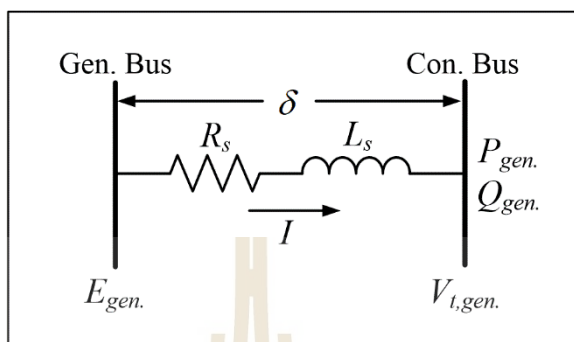
ตัวควบคุมแสดงดังสมการที่ (3-16) ซึ่งจากสมการจะสังเกตได้ว่า แบบจำลองดังกล่าวมี M_d และ M_q ประกอบอยู่ภายในสมการ \dot{I}_d , \dot{I}_q และ \dot{V}_{dc} โดยค่าดังกล่าวนี้สามารถคำนวณได้จากสมการที่ (3-15) ซึ่งพบว่า M_d และ M_q นี้มีค่าขึ้นอยู่กับมุมการเลื่อนเฟสระหว่างแรงดันไฟฟ้าภายในและแรงดันไฟฟ้าที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร (δ) ดังนั้นการใช้งานแบบจำลองที่พิสูจน์หาได้จำเป็นที่จะต้องทราบค่า δ โดยงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะคำนวณหาค่าดังกล่าวโดยอาศัยทฤษฎีการไหลของกำลังไฟฟ้า (power flow) ซึ่งสามารถแสดงรายละเอียดได้ดังหัวข้อที่ 3.4.2



รูปที่ 3.9 วงจรสมมูลอย่างง่ายบนแกนหมุนดีควิของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในกรณีที่ไม่เป็นตัวควบคุม

$$\begin{cases} \dot{I}_d = -\frac{R_s}{L_d} I_d + \omega_e I_q - \frac{M_d}{L_d} V_{dc} \\ \dot{I}_q = -\omega_e I_d - \frac{R_s}{L_q} I_q - \frac{M_q}{L_q} V_{dc} + \frac{\omega_e \phi_m}{L_q} \\ \dot{V}_{dc} = \frac{3M_d}{2C_{dc}} I_d + \frac{3M_q}{2C_{dc}} I_q - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\ \dot{I}_c = \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \\ \dot{V}_b = \frac{1}{C_b} I_c - \frac{1}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b V_b} \end{cases} \quad (3-16)$$

3.4.2 การคำนวณมุมการเลื่อนเฟสระหว่างแรงดันไฟฟ้าภายในและแรงดันไฟฟ้าที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร



รูปที่ 3.10 แผนภาพการไหลของกำลังไฟฟ้าหนึ่งเฟส

งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้คำนวณหาค่า δ โดยอาศัยการนำทฤษฎีการไหลของกำลังไฟฟ้ามาวิเคราะห์ระบบทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับของรูปที่ 3.1 และเนื่องจากระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเป็นระบบไฟฟ้าสามเฟสสมดุล ดังนั้นการพิจารณาการไหลของกำลังไฟฟ้าจึงสามารถที่จะพิจารณาเพียงแค่เฟสเดียวได้ โดยแผนภาพการไหลของกำลังไฟฟ้าหนึ่งเฟสสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 3.10 ซึ่งจากรูปการพิสูจน์หาสมการการไหลของกำลังไฟฟ้าแสดงได้ดังนี้

$$\text{จาก } \mathbf{S} = \mathbf{VI}^* = P_{gen.} + jQ_{gen.}$$

$$P_{gen.} + jQ_{gen.} = V_{t,gen.} \angle 0^\circ \left(\frac{E_{gen.} \angle \delta - V_{t,gen.} \angle 0^\circ}{Z \angle \gamma} \right)^*$$

เมื่อ $Z \angle \gamma$ คือ ค่าอิมพีแดนซ์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร

$$P_{gen.} + jQ_{gen.} = V_{t,gen.} \angle 0^\circ \left(\frac{E_{gen.} \angle (\delta - \gamma) - V_{t,gen.} \angle -\gamma}{Z} \right)^*$$

$$P_{gen.} + jQ_{gen.} = \frac{E_{gen.} V_{t,gen.}}{Z} \angle (\gamma - \delta) - \frac{V_{t,gen.}^2}{Z} \angle \gamma$$

$$P_{gen.} + jQ_{gen.} = \left(\frac{E_{gen.} V_{t,gen.}}{Z} \cos(\gamma - \delta) - \frac{V_{t,gen.}^2}{Z} \cos(\gamma) \right) + j \left(\frac{E_{gen.} V_{t,gen.}}{Z} \sin(\gamma - \delta) - \frac{V_{t,gen.}^2}{Z} \sin(\gamma) \right)$$

ดังนั้นจะได้สมการการไหลของกำลังไฟฟ้าแสดงดังสมการที่ (3-17)

$$\begin{cases} \frac{E_{gen.} V_{t,gen.}}{Z} \cos(\gamma - \delta) - \frac{V_{t,gen.}^2}{Z} \cos(\gamma) = P_{gen.} \\ \frac{E_{gen.} V_{t,gen.}}{Z} \sin(\gamma - \delta) - \frac{V_{t,gen.}^2}{Z} \sin(\gamma) = Q_{gen.} \end{cases} \quad (3-17)$$

โดยที่กำลังไฟฟ้าจริงและกำลังไฟฟ้าวรีแอกทีฟของระบบโดยรวมทั้งหมด เมื่อพิจารณา ณ ตำแหน่งที่ออกจากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโรนัสชนิดแม่เหล็กถาวร สามารถคำนวณได้จากสมการที่ (3-18)

$$\begin{cases} P_{gen.} = \frac{P_{load} + P_{loss}}{3} \\ Q_{gen.} = -\frac{E_{gen.} V_{t,gen.}}{X_s} \cos(\delta) + \frac{V_{t,gen.}^2}{X_s} \end{cases} \quad (3-18)$$

เมื่อ P_{load} คือ กำลังไฟฟ้าของโหลด ซึ่งประกอบด้วยกำลังไฟฟ้าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) และกำลังไฟฟ้าของโหลดความต้านทาน (P_{R_L}) สามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (3-19) ในขณะที่ P_{loss} คือ กำลังไฟฟ้าสูญเสียที่เกิดขึ้นจากความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าในระบบ (P_{R_c}) ซึ่งสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (3-20)

$$P_{load} = P_{CPL} + P_{R_L} = P_{CPL} + \frac{V_b^2}{R_L} \quad (3-19)$$

$$P_{loss} = P_{R_c} = I_c^2 R_c \quad (3-20)$$

จากสมการที่ (3-17) ถึงสมการที่ (3-20) สามารถเขียนเป็นโปรแกรมสำหรับการคำนวณหาค่า δ โดยอาศัยการคำนวณเชิงตัวเลขของนิวตันและราฟสัน (Newton-Raphson) ด้วย m-file บนโปรแกรม MATLAB ได้ ซึ่งการทำงานของโปรแกรมจะดำเนินการคำนวณหาค่า δ ด้วยการคำนวณเชิงตัวเลขของนิวตันและราฟสัน โดยการปรับปรุงค่า δ ไปเรื่อย ๆ จนกระทั่งค่าความคลาดเคลื่อนของคำตอบที่ได้มีค่าน้อยกว่าค่าความคลาดเคลื่อนสูงสุดที่ยอมรับได้ ซึ่งงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้กำหนดให้ค่าความคลาดเคลื่อนสูงสุดที่ยอมรับได้มีค่าเท่ากับ 1×10^{-6} เมื่อสิ้นสุดการทำงานของโปรแกรมก็จะได้ค่า δ โดยรายละเอียดของโปรแกรมการคำนวณหาค่า δ ด้วยการคำนวณเชิงตัวเลขของนิวตันและราฟสันสามารถดูได้จากภาคผนวก ข.

3.4.3 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

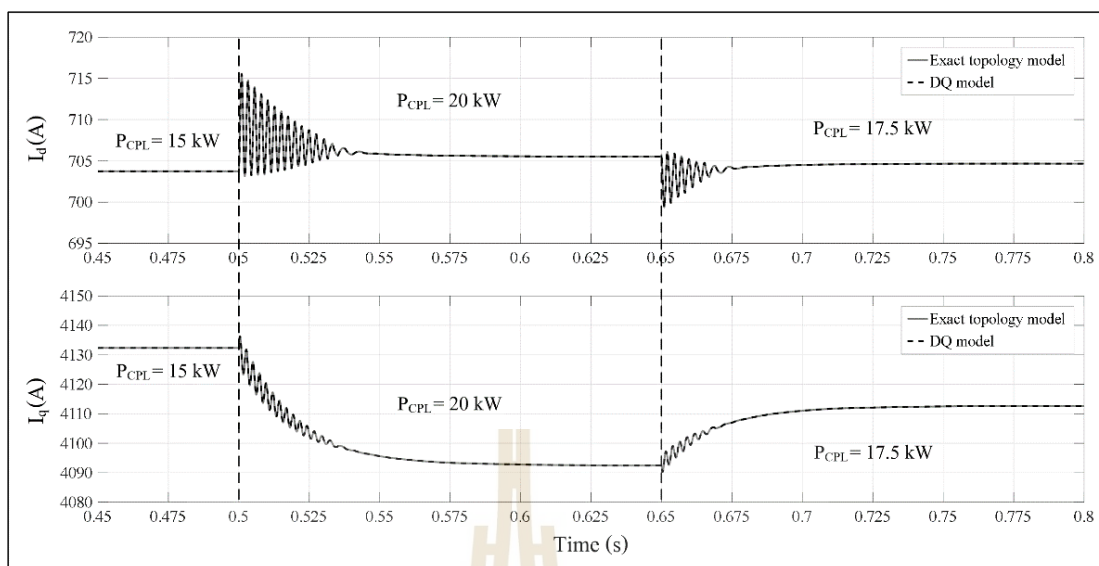
เพื่อเป็นการตรวจสอบว่าแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุม ซึ่งพิสูจน์หาได้ด้วยวิธีดีคิวดังแสดงในสมการที่ (3-16) มีความถูกต้องและสามารถนำไปพัฒนาต่อยอดสำหรับการพิสูจน์หาแบบจำลองของระบบในกรณีที่มีตัวควบคุมได้ ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จึงได้ดำเนินการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้ด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ โดยใช้ชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังร่วมกับ SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองจะอาศัยการเปรียบเทียบผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีดีคิวดังที่ได้มาจากการแก้สมการอนุพันธ์ของระบบดังสมการที่ (3-16) ด้วยฟังก์ชัน ode45 ของโปรแกรม MATLAB กับผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ (Exact topology model) ซึ่งชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุมสามารถดูได้จากภาคผนวก ค. และกำหนดให้พารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาแสดงดังตารางที่ 3.1 โดยค่าพารามิเตอร์ดังกล่าวเป็นค่าพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง ซึ่งอ้างอิงมาจากบทความวิจัยของ เพี้ย เกา และคณะ (Gao, F., Bozhko, S.V., Asher, G., and Wheeler, P., 2015)

ผลการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุม ที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีดีคิวดังแสดงได้ดังรูปที่ 3.11 และรูปที่ 3.12 โดยรูปที่ 3.11 เป็นการเปรียบเทียบผลการตอบสนองของสัญญาณกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีและแกนหมุนคิว (I_d และ I_q) ที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์กับผลการตอบสนองที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีการเปลี่ยนแปลงจาก 15 kW ไปเป็น 20 kW และจาก 20 kW มาเป็น 17.5 kW ที่เวลา 0.5 วินาที และ 0.65 วินาที ตามลำดับ ในขณะที่รูปที่ 3.12 เป็นการเปรียบเทียบในสถานะและเงื่อนไขเดียวกันกับรูปที่ 3.11 แต่ในรูปที่ 3.12 นี้เป็นการพิจารณา

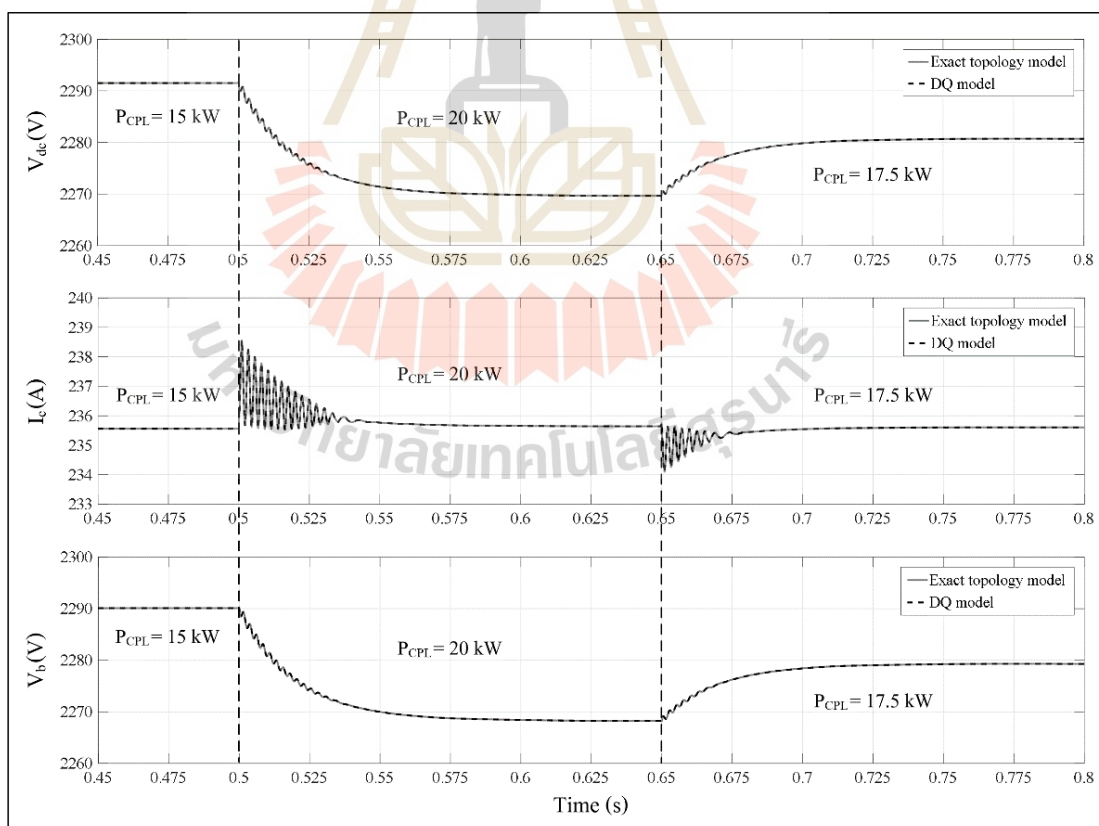
สัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (V_{dc}) กระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านสายส่งกำลังไฟฟ้าไปยังโหลด (I_c) และแรงดันที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุหรือแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ซึ่งจากรูปทั้งสองจะสังเกตได้ว่า ผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีลักษณะของรูปสัญญาณที่สอดคล้องกับผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ ทั้งในสถานะชั่วคราว (transient state) และในสถานะอยู่ตัว (steady state) ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้ว่า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุม ซึ่งพิสูจน์มาจากวิธีคิวดังแสดงในสมการที่ (3-16) มีความถูกต้องและสามารถนำไปต่อยอดพัฒนาสำหรับการพิสูจน์หาแบบจำลองของระบบในกรณีที่มีตัวควบคุมได้ โดยรายละเอียดของการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในกรณีที่มีตัวควบคุมจะได้รับการอธิบายในหัวข้อที่ 3.5

ตารางที่ 3.1 พารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาในรูปที่ 3.1 ในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุม

| พารามิเตอร์ | ค่า | รายละเอียด |
|-------------|-------------------------|---|
| R_s | 1.058 m Ω | ความต้านทานของขดลวดสเตเตอร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า |
| L_s | 99 μ H | ความเหนี่ยวนำของขดลวดสเตเตอร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า |
| $L_d = L_q$ | 99 μ H | ความเหนี่ยวนำบนแกนหมุนดีคิวของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า |
| ϕ_m | 0.0364 V.s/rad | ฟลักซ์เชื่อมโยงของแม่เหล็กถาวรของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า |
| Poles (P) | 6 | ขั้วแม่เหล็กของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า |
| ω_e | $2\pi \times 400$ rad/s | ความถี่เชิงมุมทางไฟฟ้าของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า |
| C_{dc} | 1 mF | ความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง |
| R_c | 6 m Ω | ความต้านทานของสายส่งกำลังไฟฟ้ากระแสตรง |
| L_c | 2 μ H | ความเหนี่ยวนำของสายส่งกำลังไฟฟ้ากระแสตรง |
| C_b | 0.5 mF | ความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุไฟฟ้า |
| R_L | 10 Ω | ความต้านทานของโหลด |
| m | 0.90 | ดัชนีการมอดูเลต |
| P_{rated} | 60 kW | กำลังไฟฟ้าพิกัดของระบบ |



รูปที่ 3.11 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของสัญญาณ I_d และ I_q



รูปที่ 3.12 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของสัญญาณ V_{dc} , I_c และ V_b

3.5 การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบในกรณีที่มีตัวควบคุม

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในกรณีที่มีตัวควบคุมสามารถทำได้โดยพิจารณาระบบควบคุมดังแสดงด้วยส่วนที่ 6 ในรูปที่ 3.1 เพิ่มเติมจากการหาแบบจำลองของระบบในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุมในหัวข้อที่ 3.4 ซึ่งจากรูปที่ 3.1 จะพบว่า ระบบควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเป็นตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนหมุนดีคิว ประกอบด้วย ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าเป็นลู่วควบคุมภายในตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าและตัวควบคุมแบบดรูปรูปเป็นลู่วควบคุมภายนอก โดยตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีคิวจะทำหน้าที่ในการควบคุมให้เครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรมีการทำงานแบบฟลักซ์เต็ม (full flux operation) และควบคุมให้ตัวประกอบกำลังไฟฟ้า (power factor : pf) ของระบบมีค่าเท่ากับหนึ่ง (unity power factor) ด้วยการกำหนดให้กระแสไฟฟ้าอ้างอิงบนแกนหมุนดีคิวเท่ากับศูนย์ ($I_d^* = 0$ A) ในขณะที่ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนควิและตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าจะทำหน้าที่ในการควบคุมแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (V_{dc}) ให้มีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ซึ่งแรงดันไฟฟ้าอ้างอิง (nominal voltage : V_o^*) จะถูกกำหนดให้เท่ากับ 270 V (Department of Defense Interface Standard, 2004) และตัวควบคุมแบบดรูปรูปจะทำหน้าที่ในการควบคุมการแบ่งกระแสไฟฟ้า (current sharing) หรือการแบ่งกำลังไฟฟ้า (power sharing) จากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแต่ละเครื่องไปยังโหลดทั้งหมดบนเครื่องบินเพื่อให้เป็นไปตามลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้า (V-I droop characteristic) ที่ได้กำหนดและออกแบบไว้ ซึ่งสัญญาณควบคุมขาออกของตัวควบคุมแบบดรูปรูปคือ แรงดันไฟฟ้ากระแสตรงอ้างอิงของลู่วการควบคุมแรงดันไฟฟ้า (V_{dc}^*) และนอกจากนั้นแล้วจากรูปที่ 3.1 จะสังเกตได้ว่า ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าและตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าของระบบที่พิจารณาเป็นตัวควบคุมพีไอ (PI controller) ซึ่งในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะออกแบบตัวควบคุมดังกล่าวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม (conventional method) ผ่านการเทียบสัมประสิทธิ์ที่อาศัยฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิด (closed-loop transfer function) ของตัวควบคุม โดยฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดดังกล่าวพิสูจน์ได้จากสมการพลวัตของระบบ ในขณะที่การออกแบบตัวควบคุมแบบดรูปรูปจะอาศัยลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าซึ่งกำหนดได้จากมาตรฐาน MIL-STD-704F โดยการออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาสามารถแสดงรายละเอียดได้ดังหัวข้อที่ 3.5.1

3.5.1 การออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

การออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในรูปที่ 3.1 สามารถแบ่งออกได้เป็น 3 ส่วนคือ การออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้า การออกแบบตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า และการออกแบบตัวควบคุมแบบดรูปรูป ซึ่งแสดงรายละเอียดได้ดังต่อไปนี้

- การออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้า

ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าของระบบที่พิจารณาทำหน้าที่ในการควบคุมกระแสเตเตอร์ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร ซึ่งสมการพลวัตของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรบนแกนหมุนดีควในกรอบอ้างอิงซิงโครนัส (synchronously rotating reference frame) ดังแสดงในสมการที่ (3-10) จะถูกใช้เพื่อหาฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดสำหรับการออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้า โดยอันดับแรกเป็นการออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีซึ่งทำได้ด้วยการพิจารณาเฉพาะสมการอนุพันธ์ของกระแสเตเตอร์บนแกนหมุนดีในสมการที่ (3-10) นั่นคือ

$$\frac{d}{dt} I_d = -\frac{R_s}{L_d} I_d + \frac{\omega_e L_q}{L_d} I_q - \frac{1}{L_d} V_d \quad (3-21)$$

กำหนดให้พจน์ชดเชย (compensation term) บนแกนหมุนดี สามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (3-22)

$$V_d' = V_d - \omega_e L_q I_q \quad (3-22)$$

ดังนั้นจากสมการที่ (3-21) และสมการที่ (3-22) จะสามารถจัดรูปสมการอนุพันธ์ของกระแสเตเตอร์บนแกนหมุนดีได้ใหม่ดังสมการที่ (3-23)

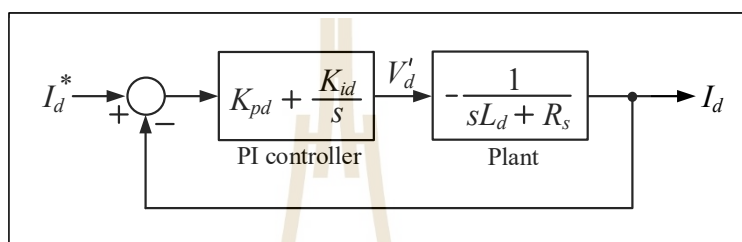
$$L_d \frac{d}{dt} I_d = -R_s I_d - V_d' \quad (3-23)$$

จากสมการที่ (3-23) จะสังเกตได้ว่า เป็นสมการที่อยู่ในโดเมนเวลา (time domain : t domain) เมื่อแปลงสมการดังกล่าวด้วยการแปลงลาปลาซ (laplace transform) และกำหนดให้เงื่อนไขเริ่มต้นของทุกตัวแปรเป็นศูนย์ จะได้สมการพีชคณิตที่อยู่ในโดเมนความถี่ (frequency domain : s domain) ดังสมการที่ (3-24) และเมื่อจัดรูปสมการที่ (3-24) ใหม่ ดังนั้นจะได้ฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของระบบ (plant) แสดงดังสมการที่ (3-25)

$$sL_d I_d(s) = -R_s I_d(s) - V_d'(s) \quad (3-24)$$

$$\frac{I_d(s)}{V_d'(s)} = -\frac{1}{sL_d + R_s} \quad (3-25)$$

กำหนดให้ K_{pd} และ K_{id} คือพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอของลูบการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี ดังนั้นจะได้แผนภาพบล็อก (block diagram) ของลูบการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีดังแสดงในรูปที่ 3.13 ดังนี้



รูปที่ 3.13 แผนภาพบล็อกของลูบการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี

จากการวิเคราะห์แผนภาพบล็อกในรูปที่ 3.13 ฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของลูบการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีสามารถคำนวณได้จากสมการที่ (3-26)

$$\frac{I_d}{I_d^*} = \frac{(-sK_{pd} - K_{id}) \left(\frac{1}{L_d} \right)}{s^2 + s \left(\frac{R_s - K_{pd}}{L_d} \right) - \frac{K_{id}}{L_d}} \quad (3-26)$$

เมื่อฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของระบบอันดับสองมาตรฐาน (standard second-order system) แสดงได้ดังสมการที่ (3-27)

$$\frac{C(s)}{R(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (3-27)$$

ตัวควบคุมพีไอของลูบการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีสามารถออกแบบได้ด้วยการเทียบสัมประสิทธิ์ระหว่างพหุนามตัวหารของฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของตัวควบคุม

ในสมการที่ (3-26) กับพหุนามตัวหารของฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของระบบอันดับสองมาตรฐาน ในสมการที่ (3-27) ดังนั้นค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอของลูปรการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีสามารถคำนวณได้ตั้งสมการที่ (3-28) ดังนี้

$$\begin{cases} K_{pd} = R_s - 2\zeta_i \omega_{ni} L_d \\ K_{id} = -L_d \omega_{ni}^2 \end{cases} \quad (3-28)$$

โดยที่ ζ_i คือ อัตราส่วนการหน่วง (damping ratio) ของลูปรการกระแสไฟฟ้า
 ω_{ni} คือ ความถี่ธรรมชาติ (natural frequency) ของลูปรการกระแสไฟฟ้า

อันดับถัดมาเป็นการออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนคว ซึ่งทำได้โดยการพิจารณาเฉพาะสมการอนุพันธ์ของกระแสสเตเตอร์บนแกนหมุนคว ในสมการที่ (3-10) นั่นคือ

$$\frac{d}{dt} I_q = -\frac{\omega_e L_d}{L_q} I_d - \frac{R_s}{L_q} I_q - \frac{1}{L_q} V_q + \frac{\omega_e \phi_m}{L_q} \quad (3-29)$$

กำหนดให้พจน์ชดเชยบนแกนหมุนควสามารถคำนวณได้ตั้งสมการที่ (3-30)

$$V_q' = V_q + \omega_e L_d I_d - \omega_e \phi_m \quad (3-30)$$

ดังนั้นจากสมการที่ (3-29) และสมการที่ (3-30) จะสามารถจัดรูปสมการอนุพันธ์ของกระแสสเตเตอร์บนแกนหมุนควได้ใหม่ตั้งสมการที่ (3-31)

$$L_q \frac{d}{dt} I_q = -R_s I_q - V_q' \quad (3-31)$$

จากสมการที่ (3-31) จะสังเกตได้ว่า มีพจน์ของสมการที่คล้ายกับสมการที่ (3-23) ดังนั้นการออกแบบตัวควบคุมพีไอของลูปรการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนควสามารถดำเนินการได้เช่นเดียวกับการออกแบบตัวควบคุมพีไอของลูปรการควบคุมกระแสไฟฟ้าบน

แกนหมุนดี แต่จะมีความแตกต่างกันที่พจน์ชดเชยดังสมการที่ (3-22) และสมการที่ (3-30) เท่านั้น เมื่อกำหนดให้ K_{pq} และ K_{iq} คือพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอของลูบควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี ค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอดังกล่าวจะสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (3-32)

$$\begin{cases} K_{pq} = R_s - 2\zeta_i \omega_{ni} L_q \\ K_{iq} = -L_q \omega_{ni}^2 \end{cases} \quad (3-32)$$

- การออกแบบตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า

ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าของระบบที่พิจารณาเป็นลูบควบคุมภายนอกซึ่งจะทำงานร่วมกับตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีที่เป็นลูบควบคุมภายใน เพื่อทำหน้าที่ในการควบคุมแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ออกจากวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟหรือแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (V_{dc}) โดยการออกแบบตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าสามารถทำได้ด้วยการพิจารณาระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินในรูปที่ 3.1 ทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงโดยประยุกต์ใช้กฎกระแสไฟฟ้าของเคอร์ชอฟฟ์วิเคราะห์กระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (C_{dc}) ดังนั้นจะได้สมการอนุพันธ์ของแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงแสดงดังสมการที่ (3-33) ซึ่งสมการที่ (3-33) นี้จะถูกนำไปใช้เพื่อหาฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดสำหรับการออกแบบตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าของระบบที่พิจารณา

$$C_{dc} \frac{d}{dt} V_{dc} = I_{dc} - I_c \quad (3-33)$$

เมื่อความสัมพันธ์ระหว่างกระแสไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับที่ถูกแปลงให้อยู่บนแกนหมุนดีแล้วกับกระแสไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟเป็นดังสมการที่ (3-34) (Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S.V., Hill, C., and Asher, G., 2015; Pena, R., Clare, J.C., and Asher, G.M., 1996) นั่นคือ

$$I_{dc} = \frac{3}{4} (mI_d + mI_q) \quad (3-34)$$

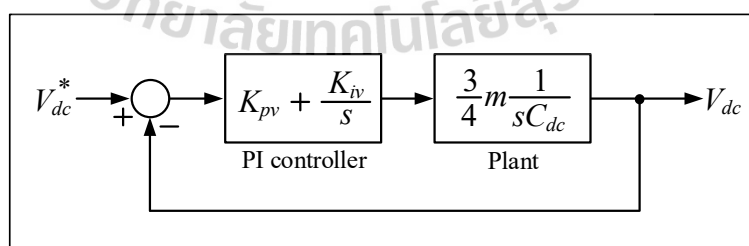
กำหนดให้ I_c ซึ่งก็คือกระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านสายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงหรือกระแสไฟฟ้าที่ไหลไปยังโหลดทั้งหมดของเครื่องบินเป็นสัญญาณรบกวน (disturbance) ซึ่งสามารถละทิ้งในขั้นตอนการออกแบบตัวควบคุมได้ (Pena, R., Clare, J.C., and Asher, G.M., 1996) และเมื่อกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีถูกควบคุมให้มีค่าเท่ากับศูนย์ ($I_d = I_d^* = 0$) ดังนั้นจากสมการที่ (3-33) สมการที่ (3-34) และข้อกำหนดดังกล่าว สมการอนุพันธ์ของแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงในสมการที่ (3-33) จะสามารถจัดรูปใหม่ได้ดังสมการที่ (3-35) ดังนี้

$$C_{dc} \frac{d}{dt} V_{dc} = \frac{3}{4} m I_q \quad (3-35)$$

ดำเนินการแปลงลาปลาซสมการที่ (3-35) และกำหนดให้เงื่อนไขเริ่มต้นของทุกตัวแปรเป็นศูนย์ จะได้สมการพีชคณิตที่อยู่บนโดเมนความถี่ดังแสดงในสมการที่ (3-36) และเมื่อจัดรูปสมการที่ (3-36) ใหม่ ดังนั้นจะได้ฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของระบบแสดงดังสมการที่ (3-37)

$$s C_{dc} V_{dc}(s) = \frac{3}{4} m I_q(s) \quad (3-36)$$

$$\frac{V_{dc}(s)}{I_q(s)} = \frac{3}{4} m \cdot \frac{1}{s C_{dc}} \quad (3-37)$$



รูปที่ 3.14 แผนภาพบล็อกของลูการควบคุมแรงดันไฟฟ้า

กำหนดให้ K_{pv} และ K_{iv} คือพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอของลูการควบคุมแรงดันไฟฟ้า ดังนั้นแผนภาพบล็อกของลูการควบคุมแรงดันไฟฟ้าสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 3.14

และเมื่อวิเคราะห์แผนภาพบล็อกดังกล่าว ฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของลูการควบคุมแรงดันไฟฟ้าสามารถคำนวณได้จากสมการที่ (3-38)

$$\frac{V_{dc}}{V_{dc}^*} = \frac{(sK_{pv} + K_{iv})(3m)\left(\frac{1}{4C_{dc}}\right)}{s^2 + s\left(\frac{3mK_{pv}}{4C_{dc}}\right) + \frac{3mK_{iv}}{4C_{dc}}} \quad (3-38)$$

ตัวควบคุมพีไอของลูการควบคุมแรงดันไฟฟ้าสามารถออกแบบได้ด้วยการเทียบสัมประสิทธิ์ระหว่างพหุนามตัวหารของฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของตัวควบคุมในสมการที่ (3-38) กับพหุนามตัวหารของฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของระบบอันดับสองมาตรฐานในสมการที่ (3-27) ดังนั้นค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอของลูการควบคุมแรงดันไฟฟ้าสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (3-39) ดังนี้

$$\begin{cases} K_{pv} = \frac{8\zeta_v \omega_{nv} C_{dc}}{3m} \\ K_{iv} = \frac{4C_{dc} \omega_{nv}^2}{3m} \end{cases} \quad (3-39)$$

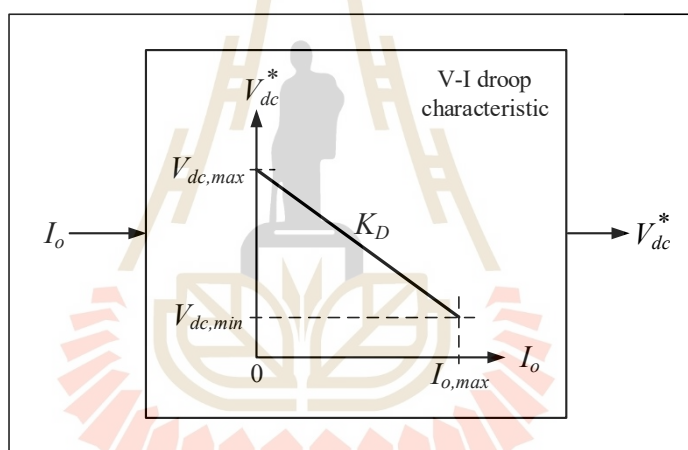
โดยที่ ζ_v คือ อัตราส่วนการหน่วงของลูประแรงดันไฟฟ้า

ω_{nv} คือ ความถี่ธรรมชาติของลูประแรงดันไฟฟ้า

- การออกแบบตัวควบคุมแบบดรอป

ตัวควบคุมแบบดรอปของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินมีหน้าที่ในการควบคุมการแบ่งกระแสไฟฟ้าหรือการแบ่งกำลังไฟฟ้าจากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแต่ละเครื่องไปยังโหลดทั้งหมดบนเครื่องบินโดยอาศัยการกำหนดลักษณะเฉพาะของเอาต์พุต (output characteristic) ของแต่ละแหล่งจ่ายในรูปแบบของแรงดันตก (voltage drop) โดยตัวควบคุมแบบดรอปของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาเป็นตัวควบคุมแบบดรอปโหมดแรงดัน (voltage mode droop controller) ที่การควบคุมแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงจะขึ้นอยู่กับกระแสไฟฟ้าเอาต์พุตของระบบ (Gao, F., Bozhko, S.V., Asher, G., Wheeler, P., and Patel, C., 2016; Lu, X., Guerrero, J.M., Sun, K., Vasquez, J.C., Teodorescu, R., and Huang, L., 2014) ซึ่งการออกแบบตัวควบคุมแบบดรอปดังกล่าวสามารถทำได้โดยอาศัยลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้างแสดง

ในรูปที่ 3.15 ซึ่งจากรูปจะสังเกตเห็นได้ว่า อัตราการขยายทรูป (droop gain : K_D) ซึ่งเป็นพารามิเตอร์ของตัวควบคุมแบบทรูปคือ ความชันของกราฟลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้า เมื่อหาค่าความชันของกราฟดังกล่าวโดยอ้างอิงมาตรฐาน MIL-STD-704F ที่กำหนดให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 V แรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่บัสหลักหรือบัสไฟฟ้ากระแสตรง (main bus หรือ DC bus) ในสภาวะอยู่ตัวต้องมีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ดังนั้นค่าอัตราการขยายทรูปสำหรับระบบไฟฟ้าที่พิจารณาสามารถคำนวณได้จากสมการที่ (3-40) ซึ่งค่าอัตราการขยายทรูปที่คำนวณได้นี้จะถูกนำไปใช้สำหรับการกำหนดค่าแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงอ้างอิงของลูปรูการควบคุมแรงดันไฟฟ้า (V_{dc}^*) ด้วยสมการของการควบคุมแบบทรูปโหมดแรงดันดังสมการที่ (3-41) เพื่อควบคุมการแบ่งกระแสไฟฟ้าหรือควบคุมการแบ่งกำลังไฟฟ้าจากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแต่ละเครื่องไปยังโหลดทั้งหมดบนเครื่องบิน



รูปที่ 3.15 ลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าสำหรับการควบคุมแบบทรูป

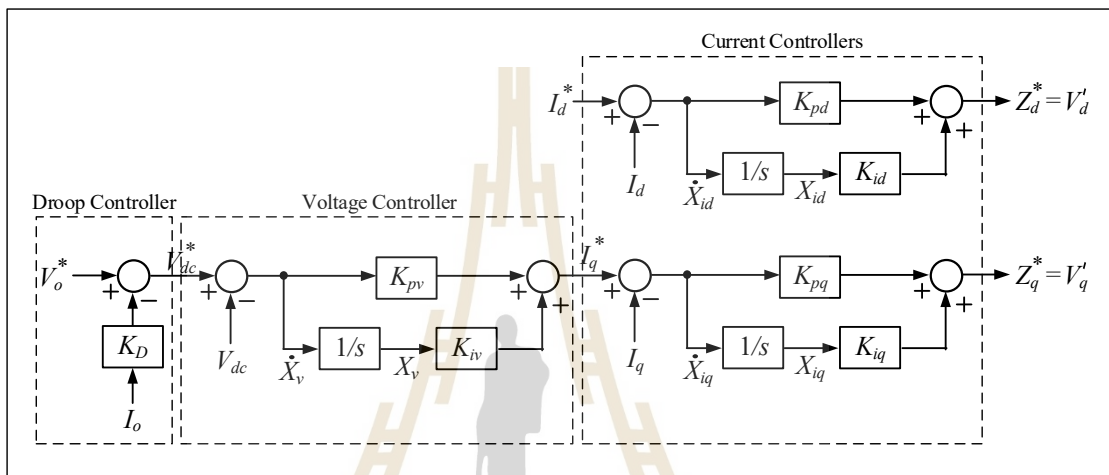
$$K_D = \frac{V_{dc,max} - V_{dc,min}}{I_{o,max}} = \frac{280 - 250}{I_{o,max}} = \frac{30}{I_{o,max}} \quad (3-40)$$

$$V_{dc}^* = V_o^* - K_D I_o \quad (3-41)$$

โดยที่ V_o^* คือ ระดับแรงดันไฟฟ้าอ้างอิงของระบบ

I_o คือ กระแสไฟฟ้าของโหลด

ดังนั้นจากรายละเอียดการออกแบบตัวควบคุมทั้งหมดตั้งที่ได้นำเสนอไว้ในข้างต้น โครงสร้างภายในของระบบควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาสามารถแสดงได้ ดังแผนภาพบล็อกในรูปที่ 3.16 และเมื่อวิเคราะห์แผนภาพบล็อกดังกล่าวจะสามารถเขียนสมการของ ตัวควบคุมได้ดังแสดงในสมการที่ (3-42) ซึ่งสมการที่ (3-42) นี้จะถูกนำไปใช้สำหรับการพิสูจน์ หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในกรณีที่มีตัวควบคุม



รูปที่ 3.16 แผนภาพบล็อกของระบบควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

$$\begin{cases} Z_d^* = -K_{pd}I_d + K_{id}X_{id} + K_{pd}I_d^* \\ Z_q^* = -K_{pq}I_q - K_{pv}K_{pq}V_{dc} + K_{iv}K_{pq}X_v + K_{iq}X_{iq} + K_{pv}K_{pd}V_{dc}^* \end{cases} \quad (3-42)$$

$$\text{เมื่อ } V_{dc}^* = V_o^* - K_D I_o = V_o^* - K_D \left(\frac{V_b}{R_L} + \frac{P_{CPL}}{V_b} \right)$$

3.5.2 การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ที่พิจารณาในกรณีที่มีตัวควบคุมทำได้โดยการพิจารณาระบบควบคุมเพิ่มเติมจากการหาแบบจำลอง ของระบบในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุม ซึ่งสิ่งที่แตกต่างกันของระบบในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุมและ ในกรณีที่มีตัวควบคุมคือ ฟังก์ชันการสวิตช์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟ (M_{dq}) โดย M_d และ M_q เป็นฟังก์ชันการสวิตช์ในกรณีที่ระบบไม่มีตัวควบคุม ในขณะที่ M_d^* และ M_q^*

เป็นฟังก์ชันการสวิตช์ในกรณีที่ระบบมีตัวควบคุม เมื่อพิจารณาความสัมพันธ์ระหว่างอินพุตกับเอาต์พุตของแรงดันไฟฟ้าของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแยกที่พบนแกนหมุนดีควิดังแสดงในสมการที่ (3-14) M_d^* และ M_q^* จะสามารถคำนวณได้จากสมการที่ (3-43) ดังนี้

$$\begin{cases} M_d^* = \frac{V_d}{V_{dc}} \\ M_q^* = \frac{V_q}{V_{dc}} \end{cases} \quad (3-43)$$

จากขั้นตอนการออกแบบตัวควบคุมที่ได้กำหนดพจน์ชดเชยบนแกนหมุนดีและแกนหมุนควิดังสมการที่ (3-22) และสมการที่ (3-30) ตามลำดับ จะสามารถจัดรูปสมการ M_d^* และ M_q^* ในสมการที่ (3-43) ได้ใหม่ดังสมการที่ (3-44)

$$\begin{cases} M_d^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) (Z_d^* + \omega_e L_q I_q) \\ M_q^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) (Z_q^* - \omega_e L_d I_d + \omega_e \phi_m) \end{cases} \quad (3-44)$$

จากนั้นแทนค่า Z_d^* และ Z_q^* จากสมการตัวควบคุมของระบบดังสมการที่ (3-42) ลงในสมการที่ (3-44) จะได้ฟังก์ชันการสวิตช์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแยกที่พในกรณีที่ระบบมีตัวควบคุมแสดงได้ดังสมการที่ (3-45) ซึ่งจากสมการจะสังเกตได้ว่ามี X_v , X_{id} และ X_{iq} เป็นตัวแปรสถานะตัวใหม่ที่เพิ่มขึ้นมาเนื่องจากการพิจารณาตัวควบคุมของระบบ โดย X_v , X_{id} และ X_{iq} เป็นตัวแปรสถานะที่เกิดขึ้นจากกฎการควบคุม V_{dc} , I_d และ I_q ตามลำดับ

$$\begin{cases} M_d^* = \frac{1}{V_{dc}} (-K_{pd} I_d + K_{id} X_{id} + K_{pd} I_d^* + \omega_e L_q I_q) \\ M_q^* = \frac{1}{V_{dc}} \left(-K_{pq} I_q - K_{pv} K_{pq} V_{dc} + K_{iv} K_{pq} X_v + K_{iq} X_{iq} - K_{pv} K_{pd} K_D \left(\frac{V_b}{R_L} + \frac{P_{CPL}}{V_b} \right) \right. \\ \quad \left. + K_{pv} K_{pd} V_o^* - \omega_e L_d I_d + \omega_e \phi_m \right) \end{cases} \quad (3-45)$$

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในกรณีที่มีตัวควบคุมสามารถทำได้โดยการแทนค่า M_d และ M_q ในแบบจำลองของระบบกรณีที่ไม่มีตัวควบคุมในสมการที่ (3-16) ด้วย M_d^* และ M_q^* จากสมการที่ (3-45) ดังนั้นจะได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงในรูปที่ 3.1 ซึ่งพิสูจน์มาจากวิธีตีควแสดงได้ดังสมการที่ (3-46) โดยแบบจำลองที่ได้ในสมการที่ (3-46) นี้จะถูกนำไปใช้สำหรับการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา ดังนั้นเพื่อเป็นการยืนยันว่าแบบจำลองที่พิสูจน์หาได้มีความถูกต้องและสามารถนำไปใช้สำหรับการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบได้งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จึงดำเนินการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองที่ได้ตั้งรายละเอียดที่นำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 3.5.3

$$\left. \begin{aligned}
 \dot{I}_d &= \left(\frac{K_{pd} - R_s}{L_d} \right) I_d - \frac{K_{id}}{L_d} X_{id} - \frac{K_{pd}}{L_d} I_d^* \\
 \dot{I}_q &= \left(\frac{K_{pq} - R_s}{L_q} \right) I_q + \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} V_{dc} + \frac{K_{pv} K_{pq} K_D}{L_q R_L} V_b + \frac{K_{pv} K_{pq} K_D P_{CPL}}{L_q} \cdot \frac{1}{V_b} - \frac{K_{iv} K_{pq}}{L_q} X_v \\
 &\quad - \frac{K_{iq}}{L_q} X_{iq} - \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} V_o^* \\
 \dot{V}_{dc} &= \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc}} \left(-K_{pd} I_d^2 + K_{id} I_d X_{id} + K_{pd} I_d I_d^* - K_{pq} I_q^2 + \omega_c \phi_m I_q - K_{pv} K_{pq} I_q V_{dc} \right. \\
 &\quad \left. - \frac{K_{pv} K_{pq} K_D}{R_L} I_q V_b - K_{pv} K_{pq} K_D P_{CPL} \frac{I_q}{V_b} + K_{iv} K_{pq} I_q X_v + K_{iq} I_q X_{iq} \right. \\
 &\quad \left. + K_{pv} K_{pq} I_q V_o^* \right) - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\
 \dot{I}_c &= \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \\
 \dot{V}_b &= \frac{1}{C_b} I_c - \frac{1}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b V_b} \\
 \dot{X}_v &= -V_{dc} - \frac{K_D}{R_L} V_b - \frac{K_D P_{CPL}}{V_b} + V_o^* \\
 \dot{X}_{id} &= -I_d + I_d^* \\
 \dot{X}_{iq} &= -I_q - K_{pv} V_{dc} - \frac{K_{pv} K_D}{R_L} V_b - \frac{K_{pv} K_D P_{CPL}}{V_b} + K_{iv} X_v + K_{pv} V_o^*
 \end{aligned} \right\} \quad (3-46)$$

3.5.3 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

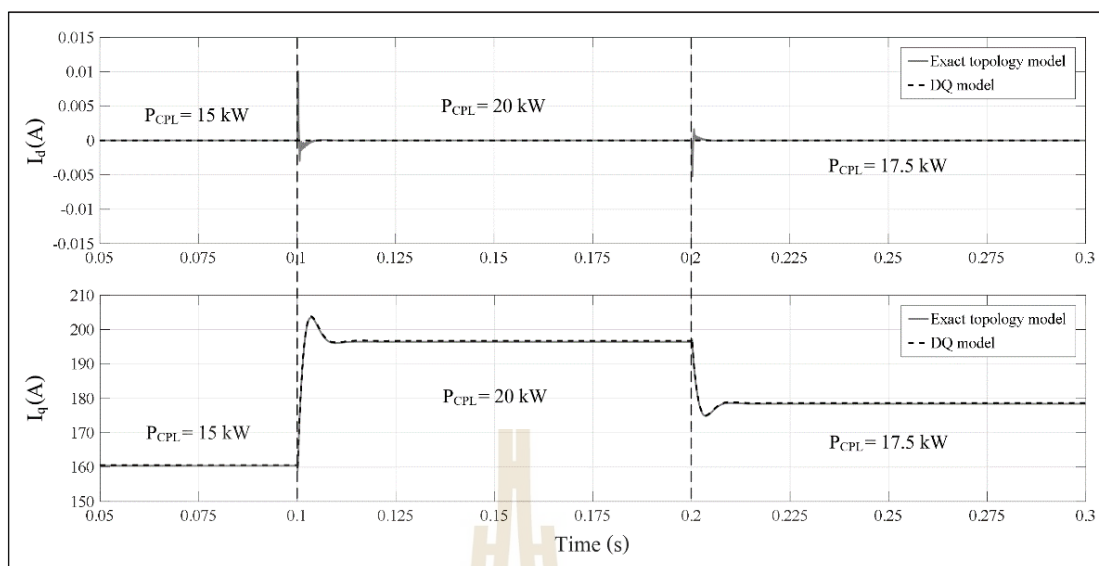
การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลัง

บนเครื่องบินที่พิจารณาในกรณีที่มีตัวควบคุม งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้ดำเนินการเช่นเดียวกับการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองในกรณีที่ระบบไม่มีตัวควบคุมดังหัวข้อที่ 3.4.3 นั่นคือเป็นการเปรียบเทียบผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในสมการที่ (3-46) กับผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ด้วยชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังใน SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB โดยชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในกรณีที่มีตัวควบคุมสามารถดูได้จากภาคผนวก ค. กำหนดให้พารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาดังตารางที่ 3.1 และพารามิเตอร์ของระบบควบคุมของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา ซึ่งเป็นส่วนที่ได้รับการพิจารณาเพิ่มเติมในหัวข้อที่ 3.5 นี้ แสดงได้ดังตารางที่ 3.2 เมื่อ ζ และ ω_n ของตัวควบคุมคำนวณจากเปอร์เซ็นต์การพุ่งเกิน (percent overshoot : P.O.) เท่ากับ 5% และเวลาเข้าที่ (settling time : T_s) น้อยกว่าหรือเท่ากับ 0.04 วินาที ตามมาตรฐาน MIL-STD-704F (Department of Defense Interface Standard, 2004)

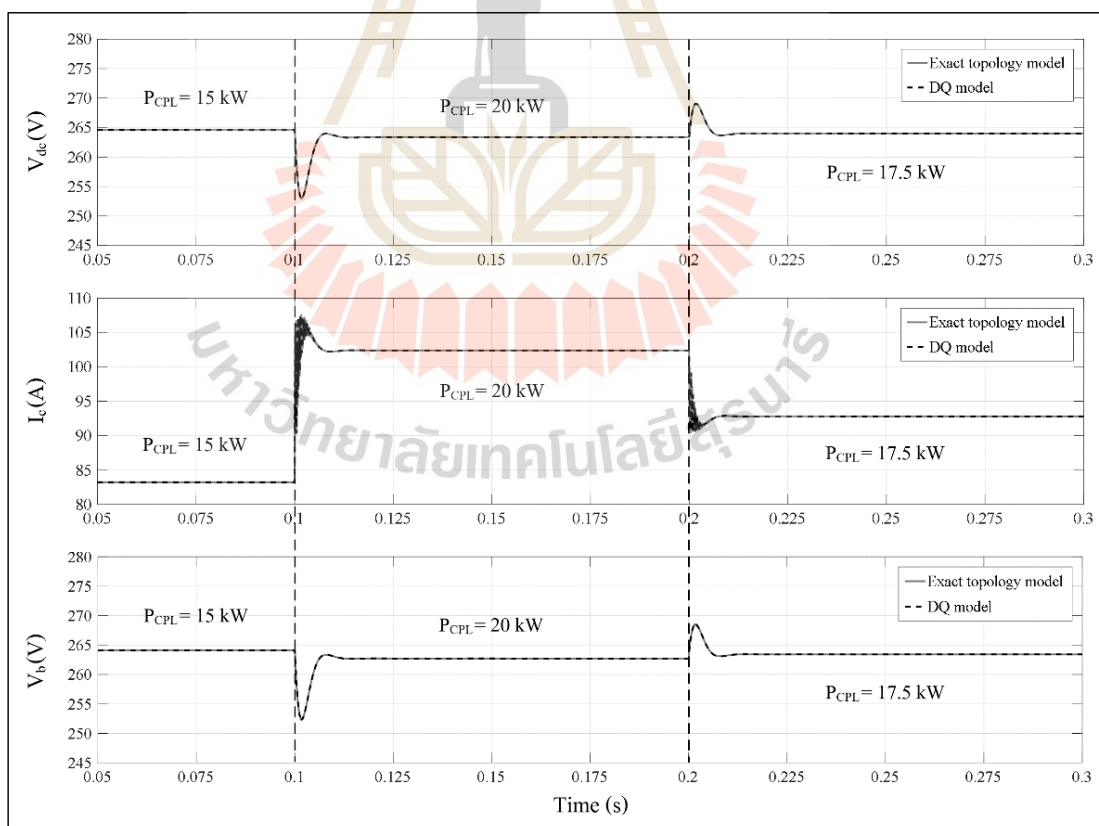
ตารางที่ 3.2 พารามิเตอร์ของระบบควบคุมของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาในรูปที่ 3.1

| พารามิเตอร์ | ค่า | รายละเอียด |
|------------------|-----------|--|
| I_d^* | 0 A | กระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีไอ้ |
| V_o^* | 270 V | แรงดันไฟฟ้าไอ้ของระบบ |
| K_{pv} | 2.476 | อัตราการขยายสัดส่วนของลูการควบคุมแรงดันไฟฟ้า ($\zeta_v = 0.707, \omega_{mv} = 2\pi \times 140$ rad/s) |
| K_{iv} | 1146.336 | อัตราการขยายปริพันธ์ของลูการควบคุมแรงดันไฟฟ้า ($\zeta_v = 0.707, \omega_{mv} = 2\pi \times 140$ rad/s) |
| K_{pd}, K_{pq} | -1.772 | อัตราการขยายสัดส่วนของลูการควบคุมกระแสไฟฟ้า ($\zeta_i = 0.707, \omega_{mi} = 2\pi \times 1500$ rad/s) |
| K_{id}, K_{iq} | -8793.818 | อัตราการขยายปริพันธ์ของลูการควบคุมกระแสไฟฟ้า ($\zeta_i = 0.707, \omega_{mi} = 2\pi \times 1500$ rad/s) |
| K_D | 0.065 | อัตราการขยายรูป |

ผลการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในกรณีที่มีตัวควบคุม ซึ่งพิสูจน์หาได้ด้วยวิธีตีความแสดงได้ดังรูปที่ 3.17 และรูปที่ 3.18 โดยรูปที่ 3.17 เป็นการเปรียบเทียบผลการตอบสนองของสัญญาณกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีและแกนหมุนคว (I_d และ I_q) ที่ได้จากแบบจำลอง



รูปที่ 3.17 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของสัญญาณ I_d และ I_q



รูปที่ 3.18 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของสัญญาณ V_{dc} , I_c และ V_b

ทางคณิตศาสตร์กับผลการตอบสนองที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีการเปลี่ยนแปลงจาก 15 kW ไปเป็น 20 kW และจาก 20 kW มาเป็น 17.5 kW ที่เวลา 0.1 วินาที และ 0.2 วินาที ตามลำดับ ในขณะที่รูปที่ 3.18 เป็นการเปรียบเทียบในสถานะและเงื่อนไขเดียวกันกับรูปที่ 3.17 แต่ในรูปที่ 3.18 นี้เป็นการพิจารณาสัญญาณแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (V_{dc}) กระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านสายส่งกำลังไฟฟ้าไปยังโหลด (I_c) และแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ซึ่งจากรูปทั้งสองจะสังเกตได้ว่า ผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ มีลักษณะของรูปสัญญาณที่สอดคล้องกับผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ทั้งในสถานะชั่วคราวและในสถานะอยู่ตัว ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้ว่าแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กัเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงในรูปที่ 3.1 ซึ่งพิสูจน์มาจากวิธีตีควดังแสดงในสมการที่ (3-46) มีความถูกต้องและสามารถนำไปใช้สำหรับการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบได้ดังรายละเอียดที่จะได้รับการนำเสนอในบทต่อ ๆ ไป

3.6 สรุป

ในบทที่ 3 นี้เป็นการนำเสนอการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงแบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ซึ่งเป็นระบบไฟฟ้าที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ด้วยวิธีตีควเพื่อให้ได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่ไม่ขึ้นอยู่กัเวลา ซึ่งเป็นแบบจำลองที่มีความเหมาะสมต่อการนำไปใช้สำหรับการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบ โดยที่สถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิที่พิจารณา ทฤษฎีพื้นฐานเกี่ยวกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีตีคว และการออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิที่พิจารณาได้รับการนำเสนอรายละเอียดไว้ภายในเนื้อหาของบทที่ 3 นี้ด้วยเช่นกัน รวมถึงได้นำเสนอการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองที่พิสูจน์หาได้ด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ โดยผลการตรวจสอบความถูกต้องที่ได้แสดงให้เห็นและยืนยันได้ว่าแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กัเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิที่พิจารณา ซึ่งพิสูจน์มาจากวิธีตีควมีความถูกต้องและสามารถนำไปใช้สำหรับการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบได้

บทที่ 4

การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

4.1 บทนำ

ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นมีโหลดโดยส่วนใหญ่เป็น วงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุมการทำงาน ซึ่งโหลดดังกล่าวนี้มีพฤติกรรมเปรียบเสมือน โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพ การวิเคราะห์เสถียรภาพของ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นเพื่อคาดเดาจุดการขาดเสถียรภาพและนำไปใช้ หลีกเลี่ยงการทำงานของระบบ ณ จุดดังกล่าวจึงเป็นสิ่งสำคัญและจำเป็นอย่างมาก เนื่องจาก ถ้าระบบไฟฟ้ากำลังเกิดการขาดเสถียรภาพอาจส่งผลกระทบต่อสมรรถนะการทำงานของระบบควบคุม หรืออาจส่งผลให้เกิดความเสียหายต่อระบบโดยรวมที่มีผลต่อความปลอดภัยของผู้โดยสารภายใน เครื่องบินได้ ดังนั้นในบทที่ 4 จึงนำเสนอการเริ่มต้นของการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นั้นคือ การวิเคราะห์เสถียรภาพ ของระบบ โดยใช้วิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลอง ทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับการหาได้ด้วยวิธีตีควในบทที่ 3 ที่ผ่านมา พร้อมทั้งนำเสนอ การวิเคราะห์ถึงผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบ โดย การตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์เสถียรภาพทั้งหมดที่ได้นำเสนอในบทที่ 4 อาศัย การจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ และเนื้อหาในส่วนสุดท้ายของบทเป็นสรุปที่แสดงให้เห็น ถึงความสำคัญและความจำเป็นของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ เพื่อให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพ กลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้ ซึ่งเป็นการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาที่ได้รับการประยุกต์และพัฒนาขึ้นในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ และจะได้รับการนำเสนอในบทถัดไป

4.2 การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาใน งานวิจัยวิทยานิพนธ์จะอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับการหาได้ ด้วยวิธีตีควดังแสดงในสมการที่ (3-46) ในบทที่ 3 ที่ผ่านมา ซึ่งจากสมการดังกล่าวจะสังเกตได้ว่า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบเป็นแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้น โดยพจน์ที่ไม่เป็นเชิงเส้น

ซึ่งเป็นผลมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวคือ $\frac{P_{CPL}}{V_b}$ ปรากฏอยู่ในสมการ $\dot{I}_q, \dot{V}_{dc}, \dot{V}_b, \dot{X}_v$ และ \dot{X}_{iq} ดังนั้นระบบไฟฟ้าที่พิจารณาจึงเป็นระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นมีอยู่มากมายหลากหลายวิธี แต่ละวิธีมีข้อดีและข้อเสียที่แตกต่างกันออกไป ดังที่ได้สรุปและนำเสนอไว้ในปริทัศน์วรรณกรรมดังหัวข้อที่ 2.4 ของบทที่ 2 สำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาโดยใช้วิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจง เนื่องจากวิธีการดังกล่าวเป็นวิธีการที่ง่ายไม่ซับซ้อนและให้ผลการวิเคราะห์ที่มีความถูกต้อง ซึ่งการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาสามารถแสดงรายละเอียดได้ดังหัวข้อที่ 4.2.1 ดังนี้

4.2.1 การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้น

การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงจะเริ่มต้นจากการทำให้เป็นเชิงเส้น ซึ่งเป็นวิธีการประมาณความไม่เป็นเชิงเส้นที่มีอยู่ในระบบให้มีความเป็นเชิงเส้นโดยอาศัยอนุกรมเทย์เลอร์อันดับหนึ่ง จากนั้นจะอาศัยการวิเคราะห์เสถียรภาพผ่านวิธีการพื้นฐานของทฤษฎีบทควบคุมที่เป็นเชิงเส้น นั่นคือ ทฤษฎีบทค่าเจาะจง (J.J.E Slotine, and W. Li, 1991; อภิชัย สุยะพันธ์, 2558) ซึ่งแสดงรายละเอียดได้ดังนี้

ระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นและไม่ขึ้นอยู่กัเวลา (autonomous system) สามารถแทนได้ด้วยแบบจำลองตัวแปรสถานะ (state-variable models) ดังสมการที่ (4-1)

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) \quad (4-1)$$

เมื่อ \mathbf{x} คือตัวแปรสถานะของระบบ และ $\mathbf{f}(\mathbf{x})$ คือฟังก์ชันไม่เป็นเชิงเส้นที่ขึ้นอยู่กับตัวแปรสถานะของระบบและเป็นฟังก์ชันที่สามารถหาอนุพันธ์ได้อย่างต่อเนื่อง ดังนั้นจะสามารถกระจายฟังก์ชัน $\mathbf{f}(\mathbf{x})$ รอบ ๆ จุดปฏิบัติงาน \mathbf{x}_0 ด้วยอนุกรมเทย์เลอร์ได้ดังสมการที่ (4-2)

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}) = \mathbf{f}(\mathbf{x}_0) + \left. \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_0} (\mathbf{x} - \mathbf{x}_0) + \mathbf{f}_{\text{h.o.t.}}(\mathbf{x} - \mathbf{x}_0) \quad (4-2)$$

โดยที่ $\mathbf{f}_{\text{h.o.t.}}$ คือ พจน์อันดับสูง (higher-order terms)

ในกรณีที่พิจารณาเฉพาะการกระจายอนุกรมเทย์เลอร์อันดับหนึ่ง พจน์อันดับสูงจะถูกตัดออกไป และจากการใช้การกระจายอนุกรมเทย์เลอร์อันดับหนึ่งกับชุดสมการอนุพันธ์อันดับหนึ่งของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น โดยพิจารณารอบ ๆ จุดปฏิบัติงาน \mathbf{x}_0 ดังนั้นจะสามารถประมาณระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นดังสมการที่ (4-1) ให้เป็นระบบที่เป็นเชิงเส้น ซึ่งแทนด้วยแบบจำลองตัวแปรสถานะได้ดังสมการที่ (4-3) ซึ่งสมการดังกล่าวนี้คือ แบบจำลองของระบบที่เป็นเชิงเส้น หรืออาจเรียกว่า แบบจำลองสัญญาณขนาดเล็ก เนื่องจากเป็นแบบจำลองที่พิจารณาระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นในรูปของการเปลี่ยนแปลงเพียงเล็กน้อยรอบ ๆ จุดปฏิบัติงาน

$$\begin{cases} \delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{x} + \mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{u} \\ \delta \dot{\mathbf{y}} = \mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{x} + \mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \delta \mathbf{u} \end{cases} \quad (4-3)$$

โดยที่ $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$, $\mathbf{B}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$, $\mathbf{C}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ และ $\mathbf{D}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ คือ เมตริกซ์จาโคเบียน (jacobian matrix) ซึ่งมีค่าขึ้นอยู่กับค่าตัวแปรสถานะ \mathbf{x}_0 และค่าตัวแปรอินพุต \mathbf{u}_0 ที่จุดปฏิบัติงานที่พิจารณา โดยจุดปฏิบัติงานของระบบคำนวณได้จาก $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{0}$

การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ผ่านการทำให้เป็นเชิงเส้นสามารถอาศัยวิธีการพื้นฐานของทฤษฎีบทควบคุมที่เป็นเชิงเส้น นั่นคือ ทฤษฎีบทค่าเจาะจง โดยจะพิจารณาจากค่าเจาะจง (eigenvalues) ของเมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ซึ่งค่าเจาะจงสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (4-4) ดังนั้นระบบจะมีเสถียรภาพ ถ้าส่วนจริง (real roots) ของค่าเจาะจงมีค่าน้อยกว่าศูนย์ เงื่อนไขดังกล่าวแสดงได้ดังสมการที่ (4-5)

$$\det(\lambda \mathbf{I} - \mathbf{A}) = 0 \quad (4-4)$$

$$\text{Re}(\lambda) < 0 \quad (4-5)$$

โดยที่ λ คือ ค่าเจาะจงของระบบ

$i = 1, 2, 3, \dots, n$ (n คือ จำนวนตัวแปรสถานะของระบบ)

ดังนั้นเมื่อพิจารณาการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดียว ดังแสดงในรูปที่ 3.1 ในบทที่ 3 ด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงจะได้ว่า

จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีตีคิวดังสมการที่ (3-46) ในบทที่ 3 ซึ่งเป็นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่เป็นเชิงเส้นสามารถทำให้เป็นเชิงเส้นได้โดยอาศัยอนุกรมเทย์เลอร์อันดับหนึ่ง ดังนั้นจะได้แบบจำลองของระบบซึ่งเป็นแบบจำลองที่เป็นเชิงเส้นดังสมการที่ (4-3) โดยที่เมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ สามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (4-6) ดังนี้

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} \frac{\delta \dot{I}_d}{\delta I_d} & \frac{\delta \dot{I}_d}{\delta I_q} & \frac{\delta \dot{I}_d}{\delta V_{dc}} & \frac{\delta \dot{I}_d}{\delta I_c} & \frac{\delta \dot{I}_d}{\delta V_b} & \frac{\delta \dot{I}_d}{\delta X_v} & \frac{\delta \dot{I}_d}{\delta X_{id}} & \frac{\delta \dot{I}_d}{\delta X_{iq}} \\ \frac{\delta \dot{I}_q}{\delta I_d} & \frac{\delta \dot{I}_q}{\delta I_q} & \frac{\delta \dot{I}_q}{\delta V_{dc}} & \frac{\delta \dot{I}_q}{\delta I_c} & \frac{\delta \dot{I}_q}{\delta V_b} & \frac{\delta \dot{I}_q}{\delta X_v} & \frac{\delta \dot{I}_q}{\delta X_{id}} & \frac{\delta \dot{I}_q}{\delta X_{iq}} \\ \frac{\delta \dot{V}_{dc}}{\delta I_d} & \frac{\delta \dot{V}_{dc}}{\delta I_q} & \frac{\delta \dot{V}_{dc}}{\delta V_{dc}} & \frac{\delta \dot{V}_{dc}}{\delta I_c} & \frac{\delta \dot{V}_{dc}}{\delta V_b} & \frac{\delta \dot{V}_{dc}}{\delta X_v} & \frac{\delta \dot{V}_{dc}}{\delta X_{id}} & \frac{\delta \dot{V}_{dc}}{\delta X_{iq}} \\ \frac{\delta \dot{I}_c}{\delta I_d} & \frac{\delta \dot{I}_c}{\delta I_q} & \frac{\delta \dot{I}_c}{\delta V_{dc}} & \frac{\delta \dot{I}_c}{\delta I_c} & \frac{\delta \dot{I}_c}{\delta V_b} & \frac{\delta \dot{I}_c}{\delta X_v} & \frac{\delta \dot{I}_c}{\delta X_{id}} & \frac{\delta \dot{I}_c}{\delta X_{iq}} \\ \frac{\delta \dot{V}_b}{\delta I_d} & \frac{\delta \dot{V}_b}{\delta I_q} & \frac{\delta \dot{V}_b}{\delta V_{dc}} & \frac{\delta \dot{V}_b}{\delta I_c} & \frac{\delta \dot{V}_b}{\delta V_b} & \frac{\delta \dot{V}_b}{\delta X_v} & \frac{\delta \dot{V}_b}{\delta X_{id}} & \frac{\delta \dot{V}_b}{\delta X_{iq}} \\ \frac{\delta \dot{X}_v}{\delta I_d} & \frac{\delta \dot{X}_v}{\delta I_q} & \frac{\delta \dot{X}_v}{\delta V_{dc}} & \frac{\delta \dot{X}_v}{\delta I_c} & \frac{\delta \dot{X}_v}{\delta V_b} & \frac{\delta \dot{X}_v}{\delta X_v} & \frac{\delta \dot{X}_v}{\delta X_{id}} & \frac{\delta \dot{X}_v}{\delta X_{iq}} \\ \frac{\delta \dot{X}_{id}}{\delta I_d} & \frac{\delta \dot{X}_{id}}{\delta I_q} & \frac{\delta \dot{X}_{id}}{\delta V_{dc}} & \frac{\delta \dot{X}_{id}}{\delta I_c} & \frac{\delta \dot{X}_{id}}{\delta V_b} & \frac{\delta \dot{X}_{id}}{\delta X_v} & \frac{\delta \dot{X}_{id}}{\delta X_{id}} & \frac{\delta \dot{X}_{id}}{\delta X_{iq}} \\ \frac{\delta \dot{X}_{iq}}{\delta I_d} & \frac{\delta \dot{X}_{iq}}{\delta I_q} & \frac{\delta \dot{X}_{iq}}{\delta V_{dc}} & \frac{\delta \dot{X}_{iq}}{\delta I_c} & \frac{\delta \dot{X}_{iq}}{\delta V_b} & \frac{\delta \dot{X}_{iq}}{\delta X_v} & \frac{\delta \dot{X}_{iq}}{\delta X_{id}} & \frac{\delta \dot{X}_{iq}}{\delta X_{iq}} \end{bmatrix}_{8 \times 8} \quad (4-6)$$

ดังนั้นจะได้เมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ สำหรับใช้ในการคำนวณหาค่าเจาะจงเพื่อนำไปวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงดังแสดงในสมการที่ (4-7) ซึ่งจากสมการจะสังเกตได้ว่า เมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ มีค่าขึ้นอยู่กับค่า $I_{d,0}$, $I_{q,0}$, $V_{dc,0}$, $V_{b,0}$, $X_{v,0}$, $X_{id,0}$ และ $X_{iq,0}$ ซึ่งค่าดังกล่าวนี้เป็นค่าในสภาวะคงตัว ณ จุดปฏิบัติการที่พิจารณา โดยจุดปฏิบัติการของระบบสามารถคำนวณได้ด้วยการกำหนดให้ \dot{I}_d , \dot{I}_q ,

\dot{V}_{dc} , \dot{I}_c , \dot{V}_b , \dot{X}_v , \dot{X}_{id} และ \dot{X}_{iq} ในแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบดังสมการที่ (3-46) ในบทที่ 3 ให้มีค่าเท่ากับศูนย์

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} \frac{K_{pd} - R_s}{L_d} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{K_{id}}{L_d} & 0 \\ 0 & \frac{K_{pq} - R_s}{L_q} & \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} & 0 & a(2,5) & -\frac{K_{iv} K_{pq}}{L_q} & 0 & -\frac{K_{iq}}{L_q} \\ a(3,1) & a(3,2) & a(3,3) & -\frac{1}{C_{dc}} & a(3,5) & \frac{3K_{iv} K_{pq} I_{q,0}}{2C_{dc} V_{dc,0}} & \frac{3K_{id} I_{d,0}}{2C_{dc} V_{dc,0}} & \frac{3K_{iq} I_{q,0}}{2C_{dc} V_{dc,0}} \\ 0 & 0 & \frac{1}{L_c} & -\frac{R_c}{L_c} & -\frac{1}{L_c} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{C_b} & -\frac{1}{R_L C_b} + \frac{P_{CPL}}{C_b V_{b,0}^2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & -\frac{K_D}{R_L} + \frac{K_D P_{CPL}}{V_{b,0}^2} & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & -K_{pv} & 0 & a(8,5) & K_{iv} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4-7)$$

เมื่อ

$$a(2,5) = \frac{K_{pv} K_{pq} K_D}{L_q R_L} - \frac{K_{pv} K_{pq} K_D P_{CPL}}{L_q V_{b,0}^2}$$

$$a(3,1) = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} \left(-2K_{pd} I_{d,0} + K_{id} X_{id,0} + K_{pd} I_d^* \right)$$

$$a(3,2) = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} \left(-2K_{pq} I_{q,0} + \omega_e \phi_m - K_{pv} K_{pq} V_{dc,0} - \frac{K_{pv} K_{pq} K_D V_{b,0}}{R_L} - \frac{K_{pv} K_{pq} K_D P_{CPL}}{V_{b,0}} + K_{iv} K_{pq} X_{v,0} + K_{iq} X_{iq,0} + K_{pv} K_{pq} V_o^* \right)$$

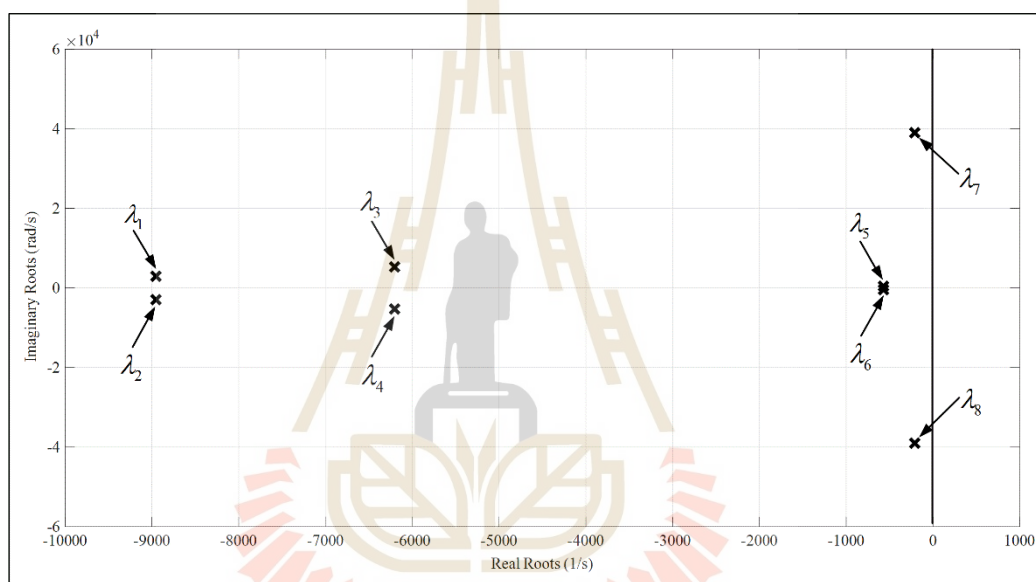
$$a(3,3) = -\frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}^2} \left(-K_{pd} I_{d,0}^2 + K_{id} I_{d,0} X_{id,0} + K_{pd} I_{d,0} I_d^* - K_{pq} I_{q,0}^2 + \omega_e \phi_m I_{q,0} - \frac{K_{pv} K_{pq} K_D I_{q,0} V_{b,0}}{R_L} - \frac{K_{pv} K_{pq} K_D P_{CPL} I_{q,0}}{V_{b,0}} + K_{iv} K_{pq} I_{q,0} X_{v,0} + K_{iq} I_{q,0} X_{iq,0} + K_{pv} K_{pq} I_{q,0} V_o^* \right)$$

$$a(3,5) = -\frac{3K_{pv} K_{pq} K_D I_{q,0}}{2R_L C_{dc} V_{dc,0}} + \frac{3K_{pv} K_{pq} K_D P_{CPL} I_{q,0}}{2C_{dc} V_{dc,0} V_{b,0}^2}$$

$$a(8,5) = -\frac{K_{pv} K_D}{R_L} + \frac{K_{pv} K_D P_{CPL}}{V_{b,0}^2}$$

จากเมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ดังสมการที่ (4-7) และค่าในสถานะคงตัวที่คำนวณได้ เมื่อกำหนดให้พารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาเป็นดังตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ในบทที่ 3 จะสามารถคำนวณหาค่าเจาะจงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดียว

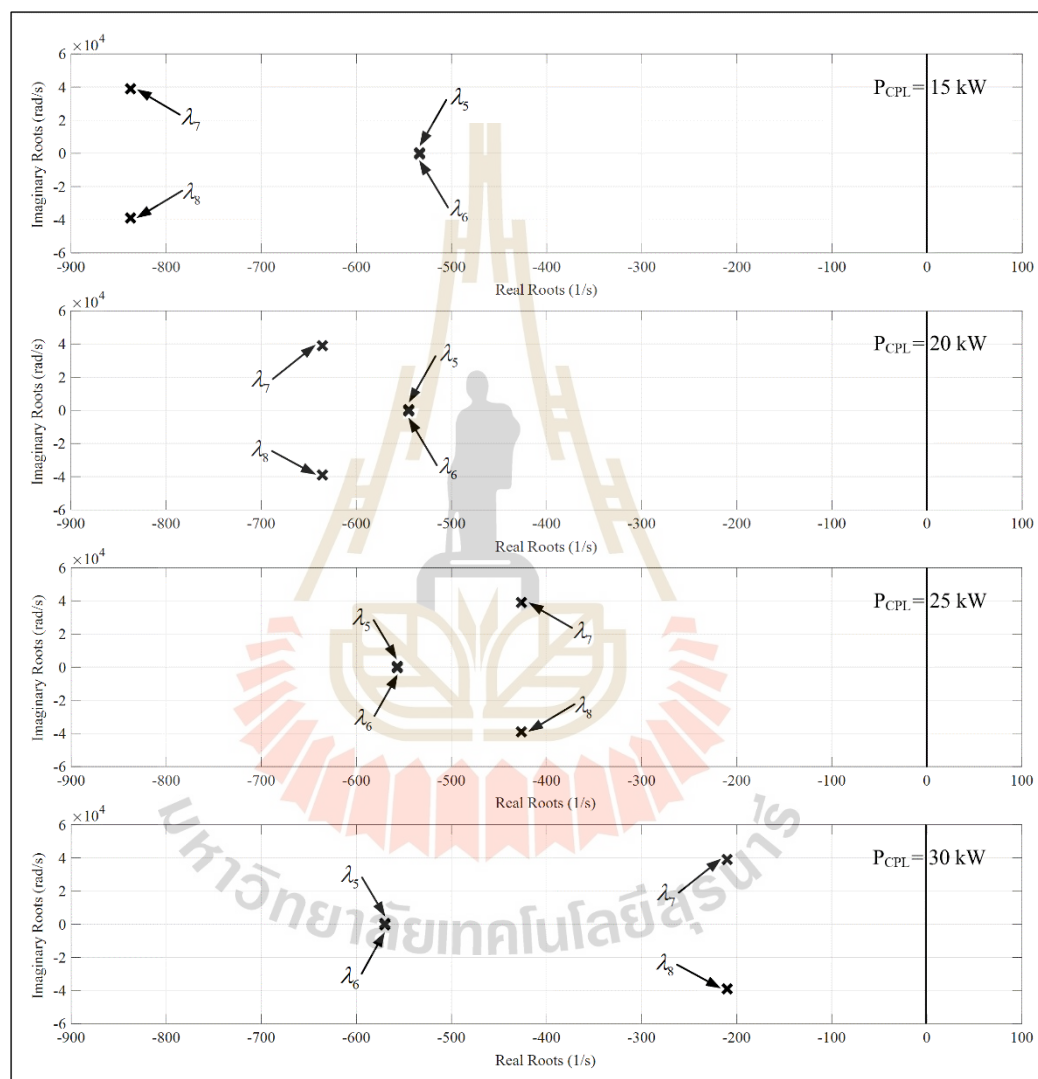
เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับ 30 kW ผ่านคำสั่ง “eig(A)” ของโปรแกรม MATLAB ได้ โดยเส้นทางเดินของค่าเจาะจงแสดงได้ดังรูปที่ 4.1 ซึ่งจากรูปจะพบว่า ค่าเจาะจงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาประกอบด้วยค่าเจาะจง λ_1 ถึง λ_8 เมื่อพิจารณาอัตราส่วนระหว่างค่าส่วนจริงของค่าเจาะจง λ_1 ถึง λ_4 กับค่าส่วนจริงของค่าเจาะจง λ_5 ถึง λ_8 จะมีค่าเท่ากับ 10.88 ซึ่งมีความมากกว่า 5 ดังนั้นจึงสามารถสรุปได้ว่า ค่าเจาะจง λ_5 ถึง λ_8 เป็นค่าเจาะจงเด่น (dominant eigenvalue) หรือเป็นขั้วเด่นของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา โดยค่าเจาะจงเด่นหรือขั้วเด่นนี้จะมีอิทธิพลต่อเสถียรภาพของระบบ (กองพัน อารีรัักษ์, 2560; อภิชัย สุยะพันธ์, 2558)



รูปที่ 4.1 ค่าเจาะจงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา เมื่อ $P_{CPL} = 30$ kW

เมื่อพิจารณาทิศทางการเคลื่อนที่และตำแหน่งของค่าเจาะจงเด่น λ_5 ถึง λ_8 อย่างละเอียดเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีการเปลี่ยนแปลงในช่วง 15 kW ถึง 30 kW ดังแสดงในรูปที่ 4.2 จะพบว่า ค่าเจาะจงเด่น λ_5 และ λ_6 มีทิศทางการเคลื่อนที่ไปทางด้านซ้ายมือ (left-hand side) ของระนาบเอส (s-plane) โดยที่แทบจะไม่มี การเปลี่ยนแปลงตำแหน่งเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าที่เปลี่ยนแปลงไป ในขณะที่ค่าเจาะจงเด่น λ_7 และ λ_8 นั้นจะมีตำแหน่งที่เปลี่ยนแปลงไปตาม การเปลี่ยนแปลงของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว โดยมีทิศทางการเคลื่อนที่ไปทางด้านขวามือ (right-hand side) ของระนาบเอสและเข้าใกล้แกนจินตภาพ ($j\omega$ -axis) มากขึ้นเรื่อย ๆ เมื่อ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มมากขึ้น กล่าวคือ ค่าเจาะจงเด่น λ_7 และ λ_8 นี้มีอิทธิพลต่อ เสถียรภาพของระบบโดยตรง ดังนั้นการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่

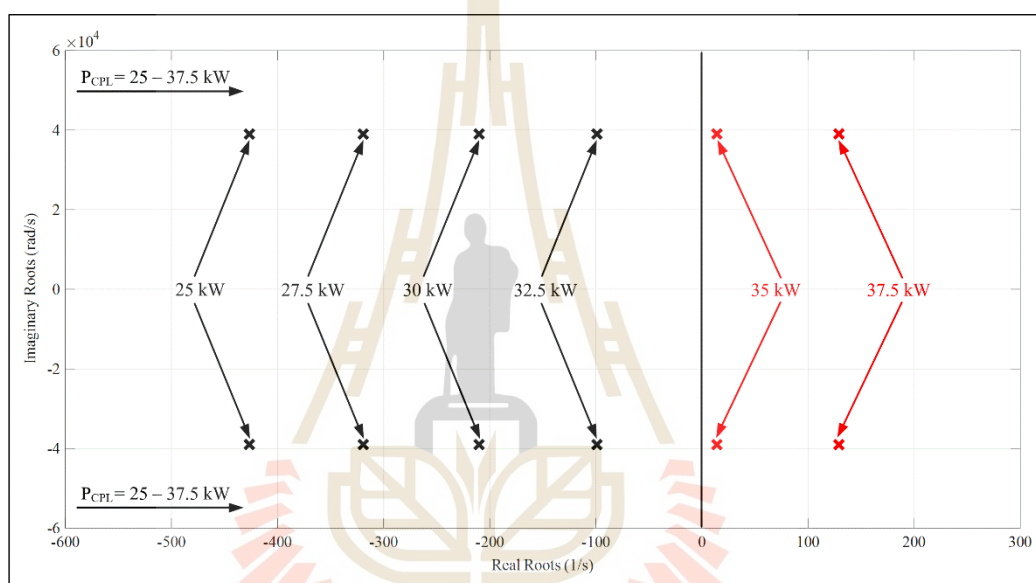
พิจารณาสามารถวิเคราะห์ได้จากค่าเจาะจงเด่น λ_7 และ λ_8 ของระบบได้ โดยเส้นทางเดินของค่าเจาะจงเด่น λ_7 และ λ_8 ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว มีการเปลี่ยนแปลงจาก 25 kW ถึง 37.5 kW แสดงได้ดังรูปที่ 4.3



รูปที่ 4.2 ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา เมื่อ P_{CPL} มีการเปลี่ยนแปลง

จากรูปที่ 4.3 จะสังเกตได้ว่า เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเพิ่มขึ้นเป็น 35 kW ส่วนจริงของค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาจะมีค่ามากกว่าศูนย์ ซึ่งเป็นกรณีที่ไม่เป็นไปตามเงื่อนไขของสมการที่ (4-5) ที่ระบุไว้ว่า ระบบจะมีเสถียรภาพ ถ้าส่วนจริงของ

ค่าเจาะจงมีค่าน้อยกว่าศูนย์ ดังนั้นที่จุดปฏิบัติงานนี้ ระบบจะขาดเสถียรภาพ จึงสามารถสรุปได้ว่าระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงแบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและแบตเตอรี่ ดังแสดงในรูปที่ 3.1 ในบทที่ 3 จะมีเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าน้อยกว่า 35 kW และจะขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 35 kW ดังนั้นเพื่อเป็นการยืนยันการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จึงได้ดำเนินการตรวจสอบความถูกต้องของการวิเคราะห์เสถียรภาพ ซึ่งสามารถแสดงรายละเอียดได้ดังหัวข้อที่ 4.2.2

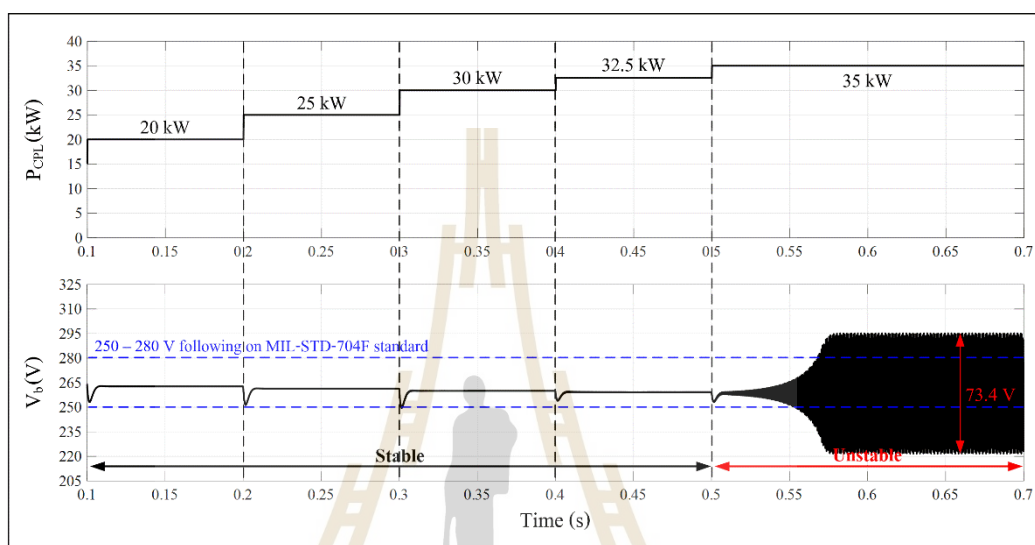


รูปที่ 4.3 ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาที่ใช้สำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพ

4.2.2 การตรวจสอบความถูกต้องของการวิเคราะห์เสถียรภาพ

การตรวจสอบความถูกต้องของการวิเคราะห์เสถียรภาพในงานวิจัยวิทยานิพนธ์อาศัยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ โดยใช้ชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังร่วมกับ SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB ซึ่งชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาสามารถดูได้จากภาคผนวก ค. เมื่ออ้างอิงตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ซึ่งเป็นข้อกำหนดที่ผู้ผลิตและออกแบบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินต้องปฏิบัติตามจะพบว่า มาตรฐานดังกล่าวได้เน้นและให้ความสำคัญกับการกำหนดลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงเท่านั้น ด้วยเหตุนี้ การตรวจสอบและยืนยันผลของเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะนำเสนอเฉพาะการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่

บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) เท่านั้น และจะใช้มาตรฐานดังกล่าวสำหรับอ้างอิงการตรวจสอบผลการศึกษาวิจัยทั้งหมดเพื่อทำให้ผลการศึกษาวิจัยของวิทยานิพนธ์นี้มีความน่าเชื่อถือ ซึ่งผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์สำหรับยืนยันการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาแสดงได้ดังรูปที่ 4.4 ดังนี้



รูปที่ 4.4 การยืนยันผลการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์

จากรูปที่ 4.4 จะพบว่า เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีการเปลี่ยนแปลงจาก 32.5 kW ไปเป็น 35 kW ที่เวลา 0.5 วินาที ระบบจะเกิดการขาดเสถียรภาพ ซึ่งสังเกตได้จากแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) มีการสั่นไหว (oscillation) เป็นอย่างมากและมีค่าไม่คงที่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ตามที่มาตรฐาน MIL-STD-704F ได้กำหนดไว้ อีกทั้งแรงดันพลิวในสถานะอยู่ตัวมีค่าเท่ากับ 73.4 V ซึ่งเกินจากค่าแรงดันพลิวสูงสุดตามที่มาตรฐานได้กำหนดไว้คือ 6 V หากยังคงให้ระบบทำงานต่อที่จุดปฏิบัติงานนี้อาจจะส่งผลต่อสมรรถนะการทำงานของระบบควบคุมหรืออาจส่งผลให้เกิดความเสียหายต่อระบบโดยรวมที่มีผลต่อความปลอดภัยของผู้โดยสารภายในเครื่องบินได้ และเมื่อเปรียบเทียบกับผลที่ได้จากการวิเคราะห์ในรูปที่ 4.3 จะพบว่า ให้ผลที่สอดคล้องกัน นั่นคือ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาจะขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 35 kW ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้ว่า ค่าเจาะจงเด่น λ_1 และ λ_2 ของระบบ ซึ่งคำนวณได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีดีคิวิ ถึงแม้ว่าจะยากต่อการระบุหรืออธิบายในแง่ของความหมายทางกายภาพ (physical meaning) แต่ก็สามารถใช้สำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพเพื่อคาดเดาจุดการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง

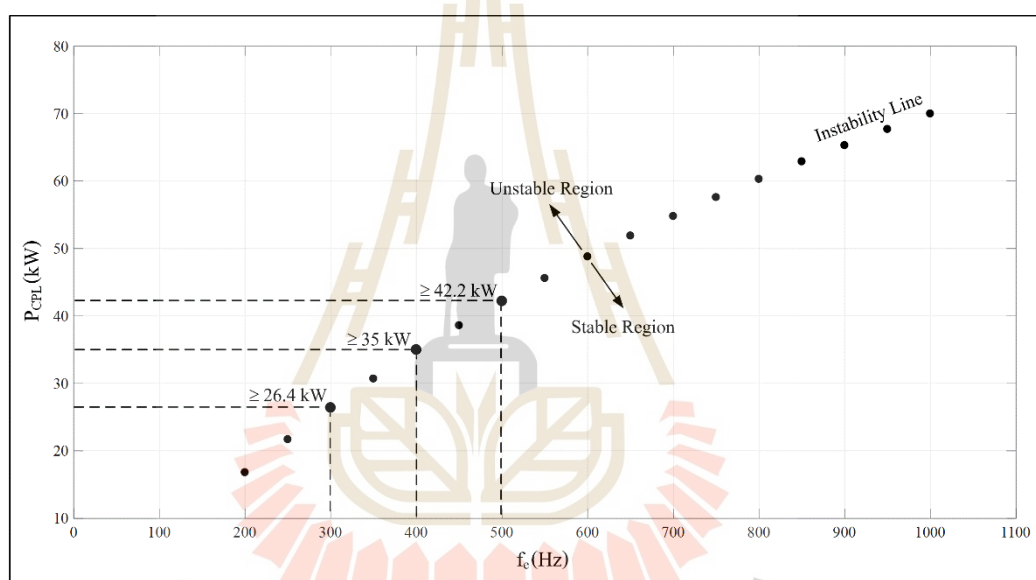
บนเครื่องบินที่พิจารณาได้อย่างถูกต้อง และที่สำคัญที่สุดเป็นการแสดงให้เห็นว่า โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ส่งผลทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเกิดการขาดเสถียรภาพ โดยการขาดเสถียรภาพของระบบเกิดขึ้นก่อนค่ากำลังไฟฟ้าปกติของระบบ ($P_{rated} = 60 \text{ kW}$) ดังนั้นการบรรเทาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจึงเป็นสิ่งสำคัญและจำเป็นอย่างมาก เพื่อให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้ในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าปกติ โดยการบรรเทาการขาดเสถียรภาพเป็นการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาที่จะได้รับการประยุกต์และพัฒนาขึ้นในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ และจะได้รับการนำเสนอในบทถัดไป สำหรับในบทที่ 4 นี้เนื้อหาจะเน้นไปที่การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบ โดยในหัวข้อที่ 4.3 ซึ่งเป็นหัวข้อถัดไป จะเป็นการวิเคราะห์ถึงผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ซึ่งสามารถแสดงรายละเอียดได้ดังนี้

4.3 การเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา

โดยปกติ ความถี่ของไฟฟ้ากระแสสลับที่ผลิตได้จากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาจะมีค่าคงที่เท่ากับ 400 Hz แต่อย่างไรก็ตามความถี่ของไฟฟ้ากระแสสลับนี้อาจมีการเปลี่ยนแปลงได้ในช่วง 320 Hz ถึง 800 Hz ตามมาตรฐาน MIL-STD-704F หรือค่าพารามิเตอร์ของสายส่งกำลังไฟฟ้าอาจมีการเปลี่ยนแปลงไปตามความยาวของสายเคเบิลจากขั้นตอนการติดตั้งอุปกรณ์ของระบบ ในขณะที่ค่าพารามิเตอร์ของวงจรกรองหรือแม้กระทั่งค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมที่คำนวณได้จากอัตราส่วนการหน่วงและความถี่ธรรมชาติเป็นค่าที่ขึ้นอยู่กับารออกแบบของวิศวกร ซึ่งสามารถเปลี่ยนแปลงได้ตามความเหมาะสม ดังนั้นการศึกษาวิจัยถึงผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบจึงเป็นที่น่าสนใจและมีความสำคัญไม่ต่างไปจากการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบ ด้วยเหตุนี้งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จึงได้ดำเนินการศึกษาวิจัยถึงผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ดังแสดงในรูปที่ 3.1 ในบทที่ 3 โดยใช้การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีตีคว และการตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์ที่ได้จะอาศัยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ด้วยโปรแกรม MATLAB ซึ่งสามารถแสดงรายละเอียดได้ดังต่อไปนี้

4.3.1 การเปลี่ยนแปลงความถี่ของไฟฟ้ากระแสสลับที่ผลิตได้จากเครื่องกำเนิดไฟฟ้า

การเปลี่ยนแปลงความถี่ของไฟฟ้ากระแสสลับ (f_c) ที่ผลิตได้จากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซึ่งโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรของระบบเป็นผลมาจากความเร็วรอบ (ω_m) ซึ่งเป็นสัญญาณอินพุตของเครื่องกำเนิดไฟฟ้ามีการเปลี่ยนแปลง ดังนั้นเมื่อความถี่ของไฟฟ้ากระแสสลับที่ผลิตได้จากเครื่องกำเนิดไฟฟ้ามีการเปลี่ยนแปลง ในขณะที่พารามิเตอร์อื่น ๆ ยังคงมีค่าเท่าเดิม ดังตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ในบทที่ 3 ผลที่ได้จากการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ สามารถสร้างเป็นเส้นอเสถียรภาพ (Instability Line) ได้ดังแสดงในรูปที่ 4.5 ดังนี้



รูปที่ 4.5 ผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบจากการเปลี่ยนแปลง f_c

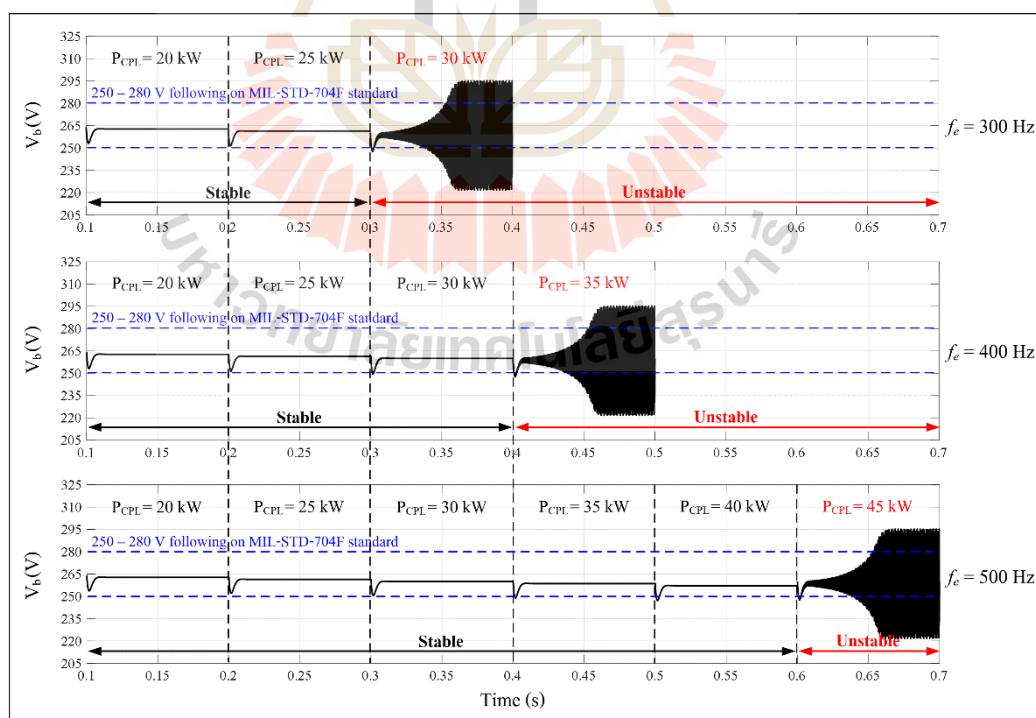
จากรูปที่ 4.5 จะสังเกตได้ว่า เมื่อความถี่ของไฟฟ้ากระแสสลับมีค่าเท่ากับ 300 Hz, 400 Hz และ 500 Hz ระบบจะขาดเสถียรภาพ เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 26.4 kW, 35 kW และ 42.2 kW ตามลำดับ และเมื่อเปรียบเทียบกับผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ดังแสดงในรูปที่ 4.6 จะพบว่า ให้ผลที่สอดคล้องกัน ดังนั้นจึงสรุปได้ว่า เมื่อความถี่ของไฟฟ้ากระแสสลับที่ผลิตได้จากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซึ่งโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรมีค่าเพิ่มมากขึ้น จะทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว มีเสถียรภาพเพิ่มขึ้น (more stable) นั้นเป็นเพราะว่า เมื่อความถี่ของไฟฟ้ากระแสสลับที่ผลิตได้มีค่าเพิ่มมากขึ้นจากการที่ความเร็วรอบ

ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้ามีค่าเพิ่มมากขึ้นตามความสัมพันธ์ดังแสดงในสมการที่ (4-8) จะส่งผลทำให้แรงดันไฟฟ้าที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้ามีค่าเพิ่มมากขึ้นด้วย ซึ่งเป็นไปตามความสัมพันธ์ดังแสดงในสมการที่ (4-9) โดยการที่แรงดันไฟฟ้าที่ขั้วของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรมีค่าเพิ่มมากขึ้นเปรียบเสมือนกับแหล่งจ่ายของระบบสามารถจ่ายโหลดได้เพิ่มมากขึ้น ดังนั้นระบบจึงมีเสถียรภาพเพิ่มขึ้น

$$\omega_m = \frac{4\pi f_e}{P} \quad (4-8)$$

$$V_{i.gen.} = \sqrt{3}(E_{gen.} - jX_s I_A) = \sqrt{3}(2\pi f_e \phi_m - jX_s I_A) \quad (4-9)$$

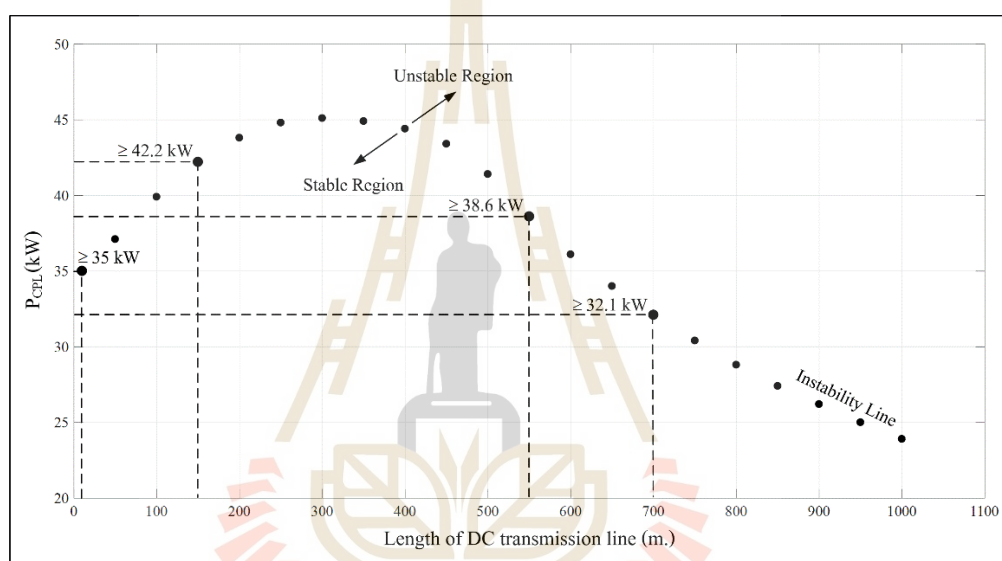
โดยที่ X_s คือ ค่าซิงโครนัสรีแอกแตนซ์ (synchronous reactance) ของขดลวดอาร์เมเจอร์
 I_A คือ กระแสอาร์เมเจอร์ (armature current)



รูปที่ 4.6 ผลการจำลองสถานการณ์เมื่อ f_e มีการเปลี่ยนแปลง

4.3.2 การเปลี่ยนแปลงความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้า

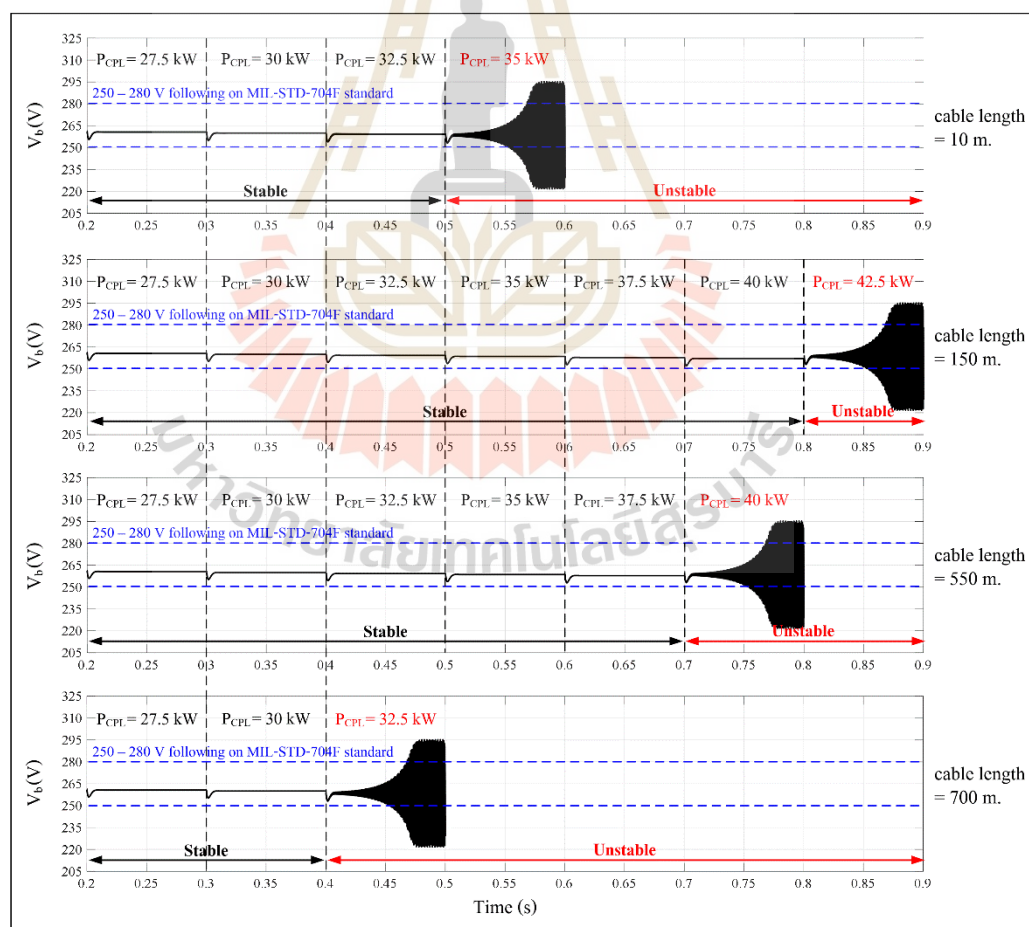
การเปลี่ยนแปลงความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงทำให้ความต้านทาน (R_c) และความเหนี่ยวนำ (L_c) ของสายส่งกำลังไฟฟ้ามีค่าที่เปลี่ยนแปลงไป ดังนั้นเมื่อความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้ามีการเปลี่ยนแปลง ในขณะที่พารามิเตอร์อื่น ๆ ยังคงมีค่าเท่าเดิม ดังตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ในบทที่ 3 ผลที่ได้จากการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ สามารถสร้างเป็นเส้นอเสถียรภาพได้ดังแสดงในรูปที่ 4.7 ดังนี้



รูปที่ 4.7 ผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบจากการเปลี่ยนแปลงความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้า

จากรูปที่ 4.7 จะสังเกตเห็นได้ว่า เมื่อความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงมีค่าเท่ากับ 10 เมตร, 150 เมตร, 550 เมตร และ 700 เมตร ระบบจะขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 35 kW, 42.2 kW, 38.6 kW และ 32.1 kW ตามลำดับ และเมื่อเปรียบเทียบกับผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ดังแสดงในรูปที่ 4.8 จะพบว่า ให้ผลที่สอดคล้องกัน ดังนั้นจึงสรุปได้ว่า การเปลี่ยนแปลงความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงสามารถทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและแบตเตอรี่ ทั้งมีเสถียรภาพเพิ่มขึ้นและมีเสถียรภาพน้อยลงได้เช่นกัน โดยการเพิ่มความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าในช่วงไม่เกิน 300 เมตร มีแนวโน้มทำให้ระบบไฟฟ้าที่พิจารณา มีเสถียรภาพเพิ่มขึ้น นั่นเป็นเพราะว่า ความต้านทานของสายส่งกำลังไฟฟ้า (R_c) ที่มีค่าเพิ่มมากขึ้นตามความยาว

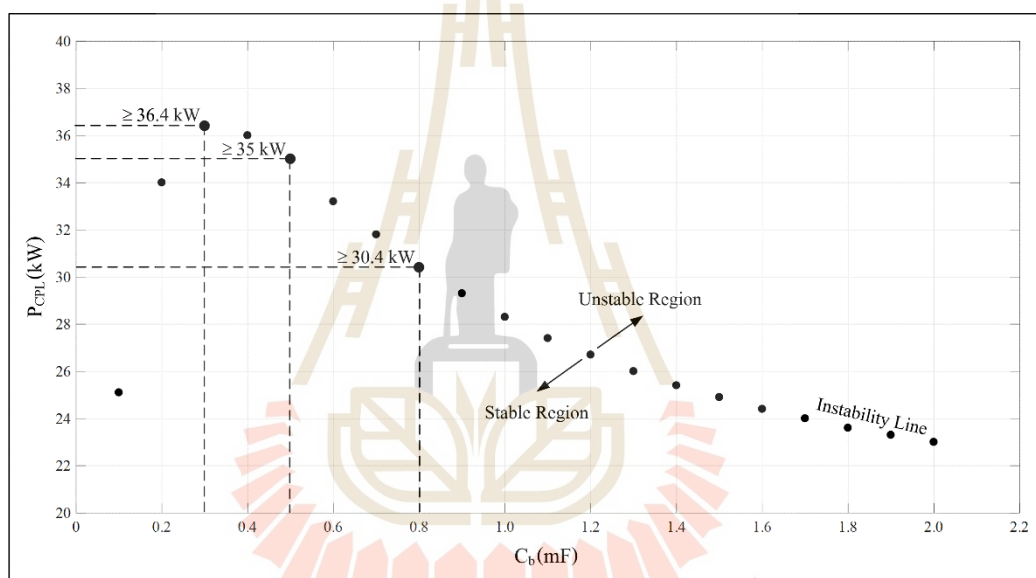
ของสายส่งกำลังไฟฟ้าที่เพิ่มขึ้น ส่งผลทำให้การหน่วงของระบบมีค่าเพิ่มมากขึ้น (Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., De Lillo, L., and Thomas, D.W.P., 2012; Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S.V., Hill, C., and Asher, G., 2015) ดังนั้นระบบจึงมีเสถียรภาพเพิ่มขึ้น แต่อย่างไรก็ตาม การเพิ่มความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าที่มากกว่า 300 เมตร กลับมีแนวโน้มทำให้ระบบไฟฟ้าที่พิจารณามีเสถียรภาพน้อยลง (less stable) ทั้งนี้เป็นเพราะว่า ผลการลดลงของการหน่วงของระบบ จากการที่ความเหนี่ยวนำของสายส่งกำลังไฟฟ้า (L_c) มีค่าเพิ่มมากขึ้นตามความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าที่เพิ่มขึ้น (Areerak, K-N., et al., 2012; Gao, F., et al., 2015) รวมถึงผลจากแรงดันตกและกำลังงานสูญเสียที่เกิดขึ้นเมื่อความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้ามีค่าเพิ่มมากขึ้น มีอิทธิพลต่อเสถียรภาพของระบบมากกว่าการเพิ่มของการหน่วงของระบบจากความต้านทานของสายส่งกำลังไฟฟ้าที่มีค่าเพิ่มมากขึ้นตามความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าที่เพิ่มขึ้น ดังนั้นระบบจึงมีเสถียรภาพน้อยลง



รูปที่ 4.8 ผลการจำลองสถานการณ์เมื่อความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้ามีการเปลี่ยนแปลง

4.3.3 การเปลี่ยนแปลงความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง

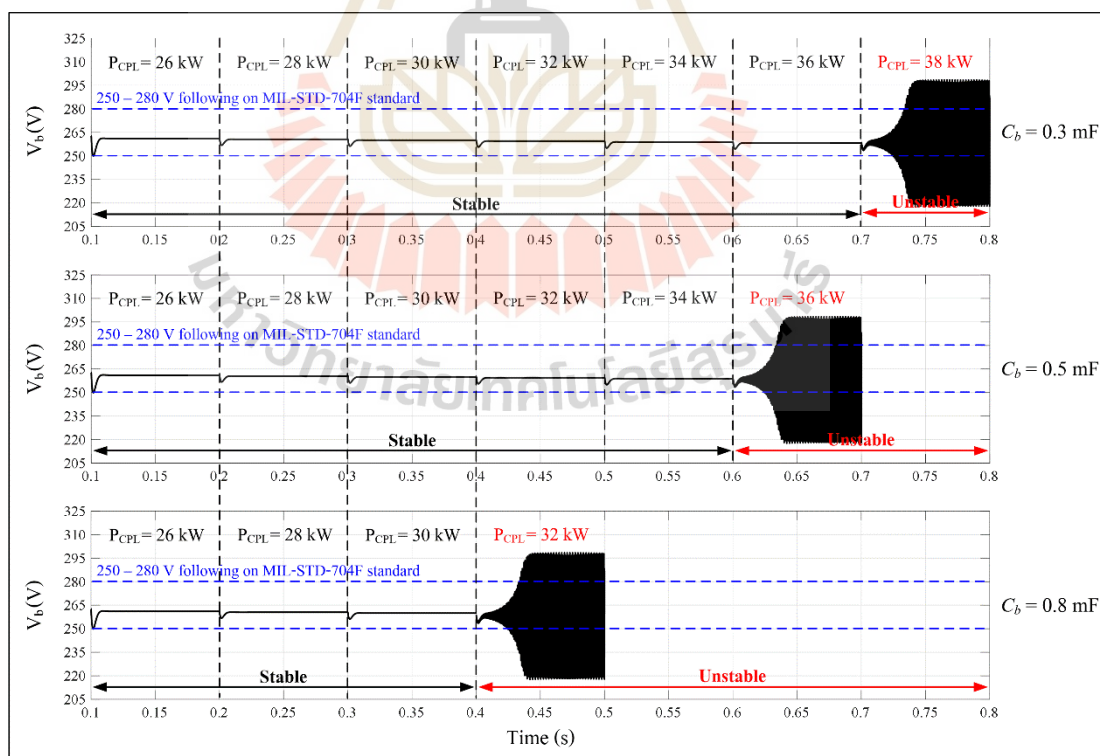
ตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (bus capacitor) หรือตู้ตัวเก็บประจุไฟฟ้า (C_b) ถูกติดตั้งที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงของระบบ เพื่อทำหน้าที่ลดแรงดันปลิวของแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่บัสหลักให้มีลักษณะสัญญาณที่เรียบและคงที่มากขึ้น เมื่อค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงมีการเปลี่ยนแปลง ในขณะที่พารามิเตอร์อื่น ๆ ยังคงมีค่าเท่าเดิมดังตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ในบทที่ 3 ผลที่ได้จากการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ สามารถสร้างเป็นเส้นอเสถียรภาพได้ดังแสดงในรูปที่ 4.9 ดังนี้



รูปที่ 4.9 ผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบจากการเปลี่ยนแปลง C_b

จากรูปที่ 4.9 จะสังเกตได้ว่า เมื่อความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงมีค่าเท่ากับ 0.3 mF, 0.5 mF และ 0.8 mF ระบบจะขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 36.4 kW, 35 kW และ 30.4 kW ตามลำดับ และเมื่อเปรียบเทียบกับผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ดังแสดงในรูปที่ 4.10 พบว่า ให้ผลที่สอดคล้องกัน ดังนั้นจึงสรุปได้ว่า การเปลี่ยนแปลงความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงสามารถทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ทั้งมีเสถียรภาพเพิ่มขึ้นและมีเสถียรภาพน้อยลงได้เช่นกัน โดยการเพิ่มค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุที่

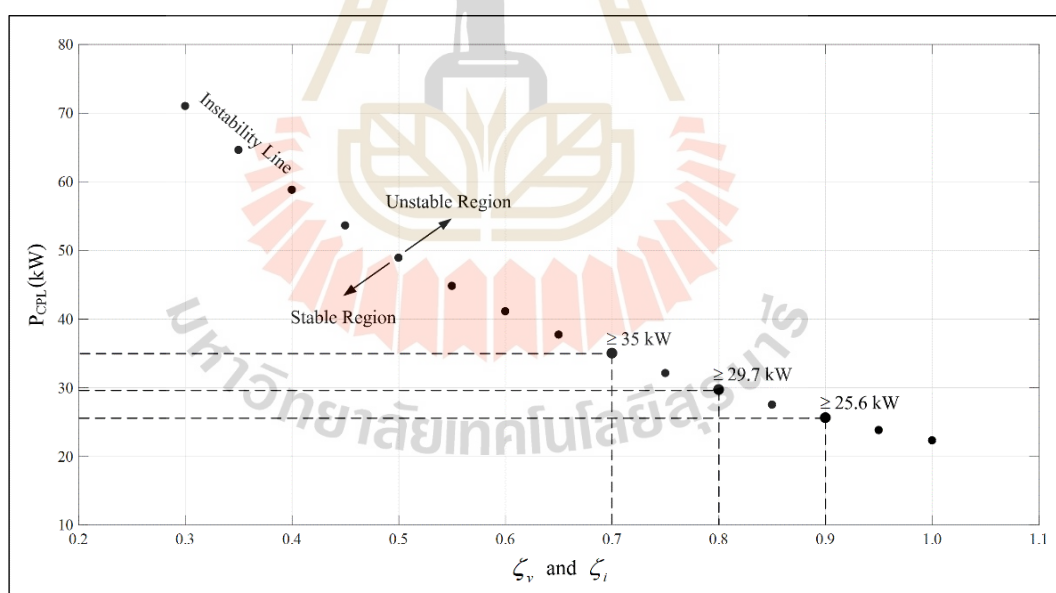
บัสไฟฟ้ากระแสตรงในช่วงแรกที่ไม่เกิน 0.3 mF มีแนวโน้มทำให้ระบบไฟฟ้าที่พิจารณา มีเสถียรภาพเพิ่มขึ้น นั่นเป็นเพราะว่า ความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงที่มีค่าเพิ่มมากขึ้น ส่งผลทำให้การหน่วงของระบบมีค่าเพิ่มมากขึ้น (Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., De Lillo, L., and Thomas, D.W.P., 2012; Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S.V., Hill, C., and Asher, G., 2015) ดังนั้นระบบจึงมีเสถียรภาพเพิ่มขึ้น แต่อย่างไรก็ตามการเพิ่มค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงที่มากกว่า 0.3 mF กลับมีแนวโน้มทำให้ระบบไฟฟ้าที่พิจารณามีเสถียรภาพน้อยลง ถึงแม้ว่าจะยากต่อการอธิบายผลที่ได้ในแง่ของความหมายทางกายภาพ แต่ผลจากการวิเคราะห์ทางทฤษฎีและผลจากการตรวจสอบความถูกต้องด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ก็สอดคล้องกัน ซึ่งเป็นการแสดงให้เห็นว่า การเพิ่มค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงหรือตัวเก็บประจุไฟฟ้าที่มากเกินไป ไม่เป็นผลดีกับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา เพราะนอกจากจะส่งผลทำให้ระบบมีเสถียรภาพน้อยลงแล้วยังส่งผลทำให้ขนาด น้ำหนัก และราคา ของระบบโดยรวมเพิ่มสูงมากขึ้น ดังนั้นการออกแบบตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงจึงเป็นสิ่งที่วิศวกรผู้ออกแบบระบบจะต้องวิเคราะห์อย่างละเอียดและรอบคอบเพื่อให้ได้ค่าที่มีความเหมาะสมสำหรับการใช้งานระบบ



รูปที่ 4.10 ผลการจำลองสถานการณ์เมื่อ C_b มีการเปลี่ยนแปลง

4.3.4 การเปลี่ยนแปลงอัตราส่วนการหน่วงของลูปควบคุม

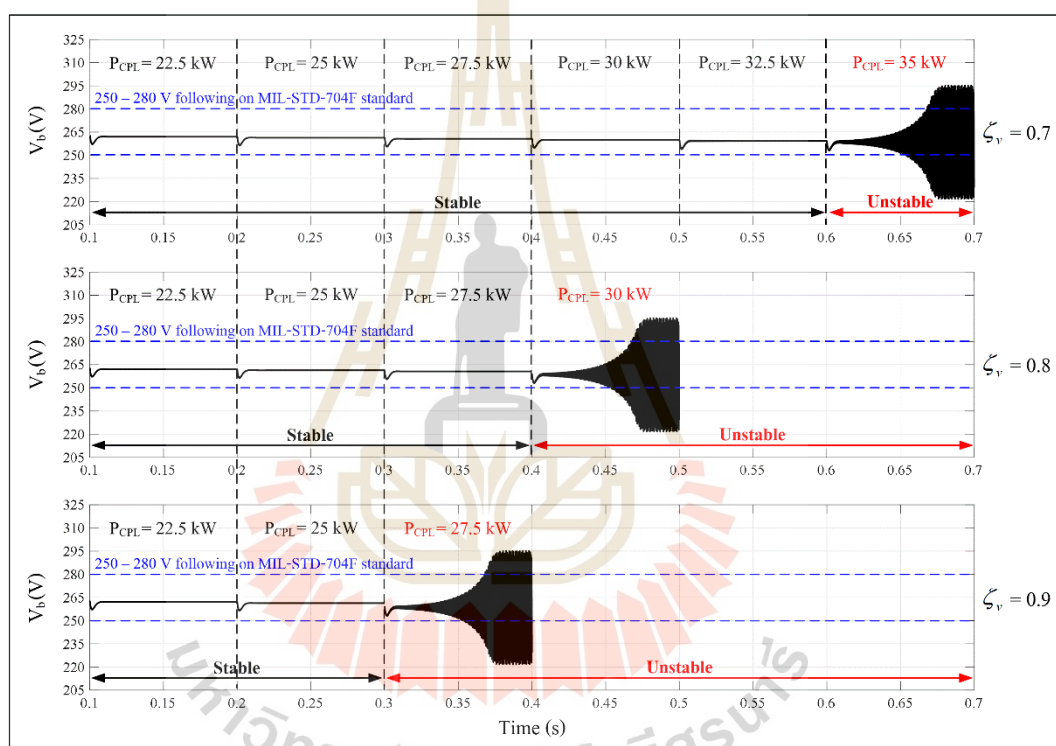
การเปลี่ยนแปลงอัตราส่วนการหน่วงของลูปควบคุม (ζ) ซึ่งเป็นผลมาจากเปอร์เซ็นต์การพุ่งเกินสำหรับการออกแบบตัวควบคุมมีการเปลี่ยนแปลง ทำให้อัตราการขยายสัดส่วน (K_p) ของตัวควบคุมพีไอมีค่าที่เปลี่ยนแปลงไป การออกแบบตัวควบคุมในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้กำหนดให้อัตราส่วนการหน่วงของลูปแรงดันไฟฟ้า (ζ_v) และอัตราส่วนการหน่วงของลูปกระแสไฟฟ้า (ζ_i) มีค่าเท่ากัน เนื่องจากต้องการออกแบบเปอร์เซ็นต์การพุ่งเกินของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าของระบบด้วยค่าที่เท่ากัน ดังนั้นการเปลี่ยนแปลงอัตราส่วนการหน่วงของลูปควบคุมในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะเป็นการเปลี่ยนแปลงอัตราส่วนการหน่วงของทั้งลูปแรงดันไฟฟ้าและลูปกระแสไฟฟ้าไปพร้อม ๆ กัน ซึ่งเมื่ออัตราส่วนการหน่วงของลูปควบคุมมีการเปลี่ยนแปลง ในขณะที่พารามิเตอร์อื่น ๆ ยังคงมีค่าเท่าเดิมดังตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ในบทที่ 3 ผลที่ได้จากการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สามารถสร้างเป็นเส้นอเสถียรภาพได้ดังแสดงในรูปที่ 4.11 ดังนี้



รูปที่ 4.11 ผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบจากการเปลี่ยนแปลง ζ_v และ ζ_i

จากรูปที่ 4.11 จะสังเกตได้ว่า เมื่ออัตราส่วนการหน่วงของทั้งลูปการควบคุมแรงดันไฟฟ้าและลูปการควบคุมกระแสไฟฟ้ามีค่าเท่ากับ 0.7, 0.8 และ 0.9 ระบบจะขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 35 kW, 29.7 kW และ 25.6 kW ตามลำดับ

และเมื่อเปรียบเทียบกับผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ดังแสดงในรูปที่ 4.12 จะพบว่า ให้ผลที่สอดคล้องกัน ดังนั้นจึงสรุปได้ว่า เมื่ออัตราส่วนการหน่วงของลูปควบคุมมีค่าเพิ่มมากขึ้น จะทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว มีเสถียรภาพน้อยลง จากผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีและผลจากการตรวจสอบความถูกต้องด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ที่สอดคล้องกัน ถือว่าเป็นข้อสรุปที่สำคัญและมีประโยชน์ต่อการออกแบบและเลือกใช้ค่าพารามิเตอร์ของระบบควบคุมให้มีความเหมาะสม

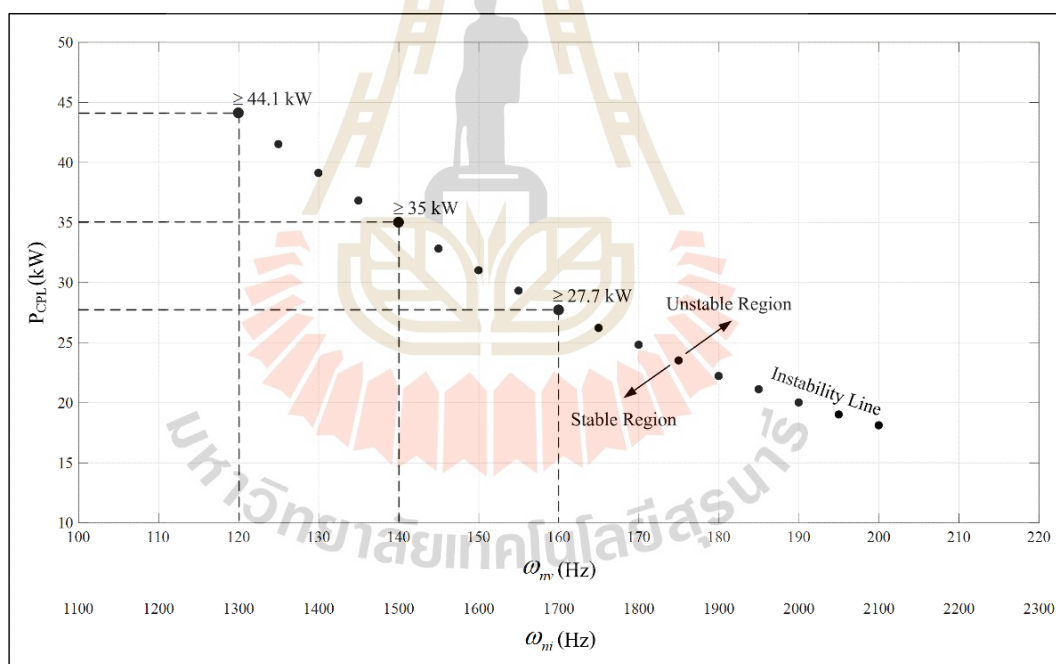


รูปที่ 4.12 ผลการจำลองสถานการณ์เมื่อ ζ_v และ ζ_i มีการเปลี่ยนแปลง

4.3.5 การเปลี่ยนแปลงความถี่ธรรมชาติของลูปควบคุม

การเปลี่ยนแปลงความถี่ธรรมชาติของลูปควบคุม (ω) ซึ่งเป็นผลมาจากเวลาเข้าที่ (T_s) สำหรับการออกแบบตัวควบคุมมีการเปลี่ยนแปลง ทำให้อัตราการขยายสัดส่วน (K_p) และ อัตราการขยายปริพันธ์ (K_i) ของตัวควบคุมพีไอมีค่าที่เปลี่ยนแปลงไป โดยตัวควบคุมพีไอของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้เป็นตัวควบคุมแบบต่อเรียง (cascade controller) ที่มีตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าเป็นลูปควบคุมภายในและมีตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าเป็นลูปควบคุม

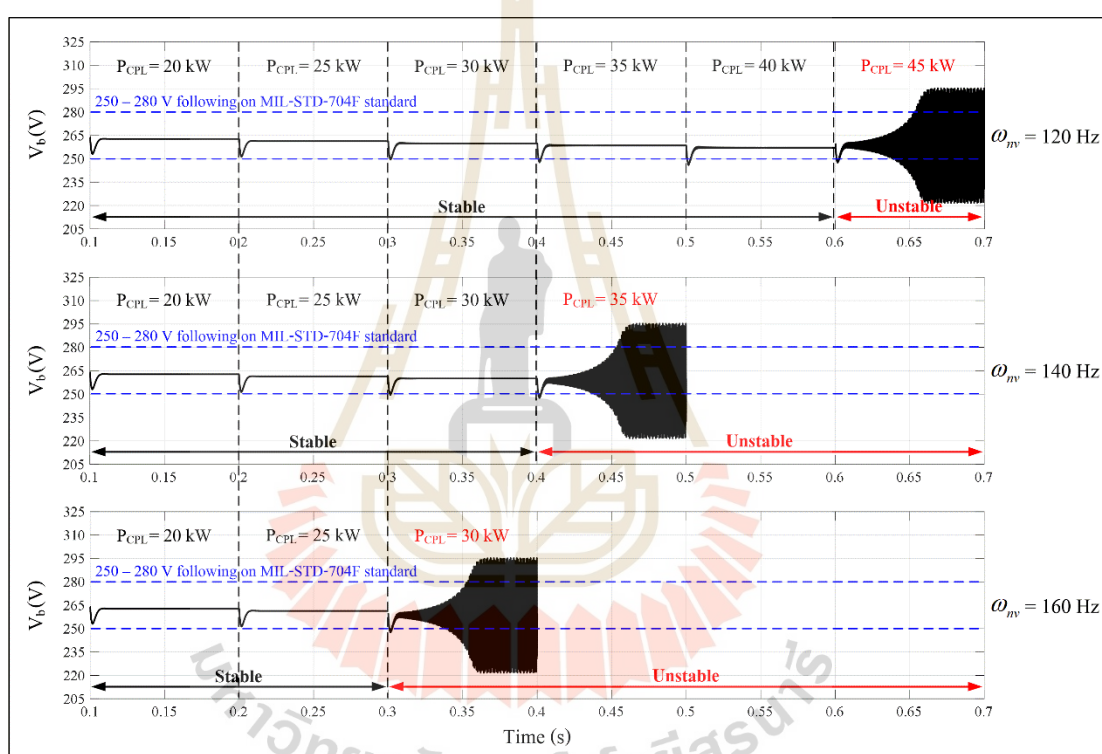
ภายนอก ซึ่งในการออกแบบตัวควบคุมได้กำหนดให้ความถี่ธรรมชาติของลูกระแสไฟฟ้า (ω_{ni}) มีค่ามากกว่า 10 เท่าของความถี่ธรรมชาติของลูประดันไฟฟ้า (ω_{nv}) ตามเงื่อนไขของการออกแบบตัวควบคุมแบบต่อเรียงที่ลูควบคุมภายในต้องทำงานเร็วกว่าลูควบคุมภายนอกอย่างน้อย 10 เท่า นั่นคือ $\omega_{ni} > 10\omega_{nv}$ (Pena, R. , Clare, J.C., and Asher, G.M., 1996) ดังนั้นการเปลี่ยนแปลงความถี่ธรรมชาติของลูควบคุมในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะเป็นการเปลี่ยนแปลงความถี่ธรรมชาติของทั้งลูประดันไฟฟ้าและลูกระแสไฟฟ้าไปพร้อม ๆ กัน เพื่อให้เป็นตามเงื่อนไขของการออกแบบตัวควบคุมแบบต่อเรียงดังกล่าวข้างต้น เมื่อความถี่ธรรมชาติของลูควบคุมมีการเปลี่ยนแปลง ในขณะที่พารามิเตอร์อื่น ๆ ยังคงมีค่าเท่าเดิมดังตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ในบทที่ 3 ผลที่ได้จากการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ สามารถสร้างเป็นเส้นอเสถียรภาพได้ดังแสดงในรูปที่ 4.13 ดังนี้



รูปที่ 4.13 ผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบจากการเปลี่ยนแปลง ω_{nv} และ ω_{ni}

จากรูปที่ 4.13 จะสังเกตได้ว่า เมื่อความถี่ธรรมชาติของลูประดันไฟฟ้ามีค่าเท่ากับ 120 Hz, 140 Hz และ 160 Hz ในขณะที่ความถี่ธรรมชาติของลูกระแสไฟฟ้ามีค่าเท่ากับ 1300 Hz, 1500 Hz และ 1700 Hz ตามลำดับ ระบบจะขาดเสถียรภาพ เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 44.1 kW, 35 kW และ 27.7 kW ตามลำดับ และเมื่อเปรียบเทียบกับ

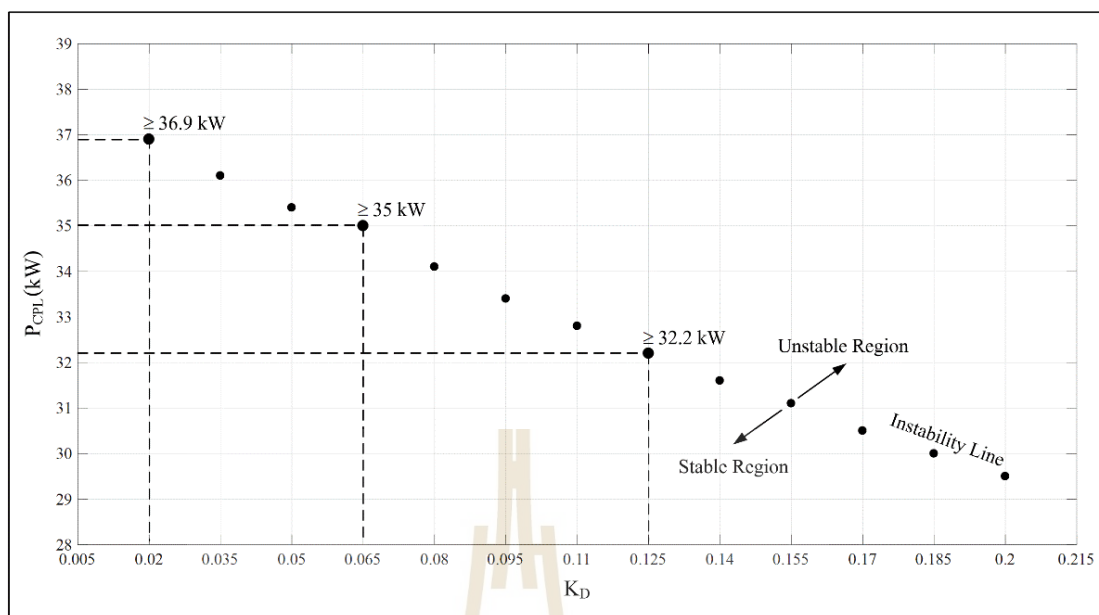
ผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ดังแสดงในรูปที่ 4.14 จะพบว่า ให้ผลที่สอดคล้องกัน ดังนั้นจึงสรุปได้ว่า เมื่อความถี่ธรรมชาติของลูกควบคุมมีค่าเพิ่มมากขึ้น จะทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงแบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว มีเสถียรภาพน้อยลง ซึ่งสังเกตได้ว่า ผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีและผลจากการตรวจสอบความถูกต้องด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ มีความสอดคล้องกัน ดังนั้นจึงได้เป็นข้อสรุปที่สำคัญและมีประโยชน์ต่อการออกแบบและเลือกใช้ค่าพารามิเตอร์ของระบบควบคุมให้มีความเหมาะสม



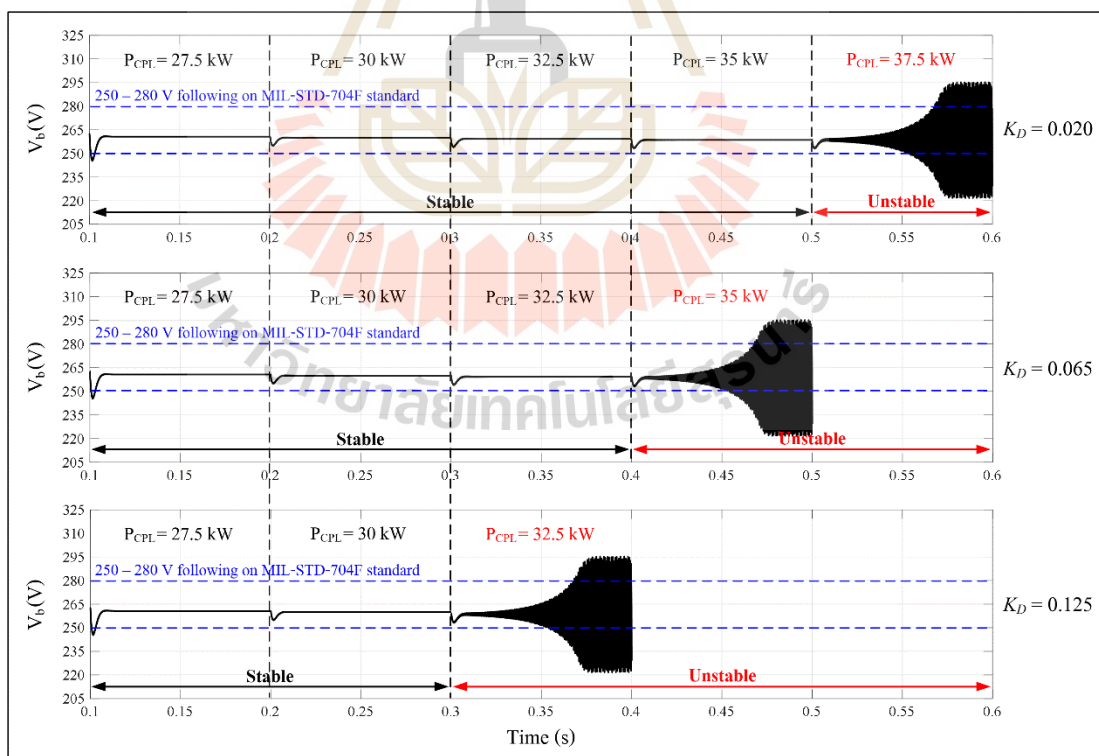
รูปที่ 4.14 ผลการจำลองสถานการณ์เมื่อ ω_n และ ω_{ni} มีการเปลี่ยนแปลง

4.3.6 การเปลี่ยนแปลงอัตราขยายรูป

เส้นเสถียรภาพเมื่ออัตราการขยายรูป (K_D) มีการเปลี่ยนแปลง ในขณะที่พารามิเตอร์อื่น ๆ ยังคงมีค่าเท่าเดิมดังตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ในบทที่ 3 ซึ่งสร้างได้จากการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ แสดงได้ดังรูปที่ 4.15 ดังนี้



รูปที่ 4.15 ผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบจากการเปลี่ยนแปลง K_D



รูปที่ 4.16 ผลการจำลองสถานการณ์เมื่อ K_D มีการเปลี่ยนแปลง

จากรูปที่ 4.15 จะสังเกตได้ว่า เมื่ออัตราการขยายตัวมีค่าเท่ากับ 0.02, 0.065 และ 1.25 ระบบจะขาดเสถียรภาพ เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 36.9 kW, 35 kW และ 32.2 kW ตามลำดับ และเมื่อเปรียบเทียบกับผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ดังแสดงในรูปที่ 4.16 พบว่า ให้ผลที่สอดคล้องกัน ดังนั้นจึงสรุปได้ว่า เมื่ออัตราการขยายตัวมีค่าเพิ่มมากขึ้น จะทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว มีเสถียรภาพน้อยลง นั่นเป็นเพราะว่า อัตราการขยายตัวที่มีค่าเพิ่มมากขึ้น ส่งผลให้เกิดแรงดันตกที่เพิ่มมากขึ้น ซึ่งเป็นไปตามลักษณะเฉพาะเอาต์พุตของตัวควบคุมแบบรูปที่กำหนดไว้สำหรับควบคุมการแบ่งกระแสไฟฟ้าหรือกำลังไฟฟ้าจากแต่ละเครื่องกำเนิดไฟฟ้าไปยังโหลดทั้งหมดบนเครื่องบิน และถึงแม้ว่าการควบคุมแบบรูปจะเป็นการเพิ่มความต้านทานเสมือน (virtual resistance) เข้าไปในระบบ ซึ่งส่งผลทำให้การหน่วงของระบบมีค่าเพิ่มมากขึ้น แต่ผลจากแรงดันตกที่มากขึ้นเมื่ออัตราการขยายตัวมีค่าเพิ่มขึ้น มีอิทธิพลต่อเสถียรภาพของระบบมากกว่า (Gao, F., Bozhko, S.V., Asher, G., Wheeler, P., and Patel, C., 2016) ดังนั้นระบบจึงมีเสถียรภาพน้อยลง

ดังนั้นจากการดำเนินการศึกษาวิจัยและวิเคราะห์ถึงผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ดังรายละเอียดทั้งหมดที่ได้นำเสนอในหัวข้อที่ 4.3 นี้ สามารถสรุปได้ว่า เมื่อความถี่ของไฟฟ้ากระแสสลับที่ผลิตได้จากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรมีค่าเพิ่มมากขึ้น จะทำให้ระบบไฟฟ้าที่พิจารณามีเสถียรภาพเพิ่มขึ้น ในขณะที่การเพิ่มความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงและการเพิ่มความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงที่มากเกินไป รวมถึงเมื่ออัตราส่วนการหน่วงและความถี่ธรรมชาติของการออกแบบตัวควบคุมพีไอ และอัตราการขยายตัวมีค่าเพิ่มมากขึ้น จะส่งผลทำให้ระบบไฟฟ้าที่พิจารณามีเสถียรภาพน้อยลง ซึ่งผลการศึกษาวิจัยทั้งหมดที่ได้นี้เป็นข้อมูลที่สำคัญและมีประโยชน์ต่อวิศวกรผู้ออกแบบระบบในการพิจารณาและคำนึงถึงขนาด น้ำหนัก ราคา รวมถึงผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบโดยรวม สำหรับการออกแบบและเลือกค่าพารามิเตอร์ของระบบให้มีความเหมาะสม เพราะสามารถเพิ่มประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือให้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินได้

การวิเคราะห์เสถียรภาพและการวิเคราะห์ถึงผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ดังที่ได้นำเสนอในบทที่ 4 นี้ นอกจากจะแสดงให้เห็นว่า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาซึ่งพิสูจน์หาได้ด้วยวิธีที่ดี สามารถใช้สำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพเพื่อคาดการณ์การขาดเสถียรภาพของระบบได้อย่างถูกต้องแล้ว สิ่งที่สำคัญที่สุดเป็นการแสดงให้เห็นและยืนยันได้ว่า โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว

ส่งผลทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเกิดการขาดเสถียรภาพขึ้น โดยจุดการขาดเสถียรภาพเกิดขึ้นเมื่อ $P_{CPL} = 35$ kW ซึ่งเกิดขึ้นก่อนค่ากำลังไฟฟ้าพิกัดของระบบ คือ $P_{rated} = 60$ kW ส่งผลทำให้ระบบไม่สามารถทำงานต่อได้ที่จุดปฏิบัติงาน ณ จุดการขาดเสถียรภาพ และในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด เนื่องจากการขาดเสถียรภาพอาจส่งผลต่อสมรรถนะการทำงานของระบบควบคุมหรืออาจส่งผลให้เกิดความเสียหายต่อระบบโดยรวมที่มีผลต่อความปลอดภัยของผู้โดยสารภายในเครื่องบินได้ อย่างไรก็ตามการวิเคราะห์เสถียรภาพไม่ว่าจะอาศัยวิธีการใดทำได้เพียงแค่คาดเดาจุดการขาดเสถียรภาพของระบบได้เท่านั้น แต่ไม่สามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้ ดังนั้นการบรรเทาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจึงเป็นสิ่งสำคัญและจำเป็นอย่างมาก เพื่อให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้จนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดของระบบ โดยการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเป็นการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบที่ได้รับการประยุกต์และพัฒนาขึ้นในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ และจะได้รับการนำเสนอรายละเอียดไว้ในบทที่ 5 ซึ่งเป็นบทถัดไป

4.4 สรุป

ในบทที่ 4 เป็นการนำเสนอการวิเคราะห์เสถียรภาพและการวิเคราะห์ถึงผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพ ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยวด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กัเวลาของระบบซึ่งพิสูจน์หาได้จากวิธีตีควในบทที่ 3 ที่ผ่านมา พร้อมทั้งนำเสนอการตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์ทั้งหมดด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ โดยผลที่ได้แสดงให้เห็นและยืนยันได้ว่า โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวส่งผลทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเกิดการขาดเสถียรภาพขึ้น ซึ่งการวิเคราะห์เสถียรภาพที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่พิสูจน์หาได้สามารถคาดเดาจุดการขาดเสถียรภาพของระบบได้อย่างถูกต้อง และผลที่ได้จากการวิเคราะห์ถึงผลกระทบต่อเสถียรภาพจากการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบก็เป็นข้อมูลที่สำคัญและมีประโยชน์สำหรับการออกแบบและเลือกค่าพารามิเตอร์ของระบบให้มีความเหมาะสม เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือให้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา แต่อย่างไรก็ตามการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเกิดขึ้นก่อนค่ากำลังไฟฟ้าพิกัดของระบบ ซึ่งส่งผลทำให้ระบบไม่สามารถทำงานต่อได้ ณ จุดการขาดเสถียรภาพและในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด ในขณะที่การวิเคราะห์เสถียรภาพไม่ว่าจะอาศัยวิธีการใดทำได้เพียงแค่คาดเดาจุดการขาดเสถียรภาพของระบบได้เท่านั้น

แต่ไม่สามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้ ดังนั้นการบรรเทาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจึงเป็นสิ่งสำคัญและจำเป็นอย่างมาก เพื่อให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้จนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดของระบบ ด้วยเหตุนี้การบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาจึงได้รับการศึกษาวิจัยและประยุกต์พัฒนาขึ้นในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ดังรายละเอียดที่จะได้รับการนำเสนอต่อไป



บทที่ 5

การบรรเทาการขาดเสถียรภาพและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

5.1 บทนำ

การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในบทที่ 4 ที่ผ่านมา แสดงให้เห็นว่า ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพขึ้นอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว โดยจุด การขาดเสถียรภาพเกิดขึ้นก่อนค่ากำลังไฟฟ้าพิกัดของระบบ ซึ่งส่งผลทำให้ระบบไม่สามารถทำงาน ต่อได้ ณ จุดการขาดเสถียรภาพและในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด อย่างไรก็ตามการวิเคราะห์เสถียรภาพเพียงอย่างเดียวไม่สามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพ กลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้ ดังนั้นในบทที่ 5 นี้จึงเป็นการนำเสนอการศึกษาวิจัย เกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ซึ่งได้รับการประยุกต์และต่อยอด พัฒนาขึ้นในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ นั่นคือ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพและการสร้างเสถียรภาพ เชิงปรับตัว โดยเนื้อหาในตอนต้นของบทเป็นการนำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาด้วยวิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นที่อาศัยเทคนิค ลูปยกเล็ก เพื่อให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้ ซึ่งได้ กล่าวถึงรายละเอียดของทฤษฎีพื้นฐานเกี่ยวกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และ การวิเคราะห์ทางทฤษฎีด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลอง ที่พิสูจน์หาได้ พร้อมทั้งการยืนยันผลการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยการจำลองสถานการณ์บน คอมพิวเตอร์ ซึ่งแสดงให้เห็นว่า การบรรเทาการขาดเสถียรภาพไม่ว่าจะอาศัยวิธีการที่ได้นำเสนอ หรือวิธีการอื่น ๆ ใด ๆ ทำได้เพียงแต่ทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพได้เท่านั้น แต่เมื่อระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดมีค่าสูงเพิ่มมากขึ้น ระบบจะขาดเสถียรภาพได้อีกครั้ง กล่าวคือ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพไม่เพียงพอที่จะทำให้ระบบทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพในระดับ กำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอ การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา โดยประยุกต์ใช้ วิธีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่อาศัยเทคนิคลูปยกเล็กร่วมกับการใช้สมการอย่างง่ายของ ค่าอัตราขยายป้อนกลับที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่มีการเปลี่ยนแปลง เพื่อให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณานอกจากจะไม่เกิดการขาดเสถียรภาพแล้ว

ยังสามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้อีกด้วย โดยการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ซึ่งเป็นงานวิจัยที่ได้รับการต่อยอดพัฒนาและเป็นจุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์ จะได้รับการนำเสนอรายละเอียดพร้อมทั้งการยืนยันผลด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ไว้ในส่วนสุดท้ายของบทที่ 5

5.2 การบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก

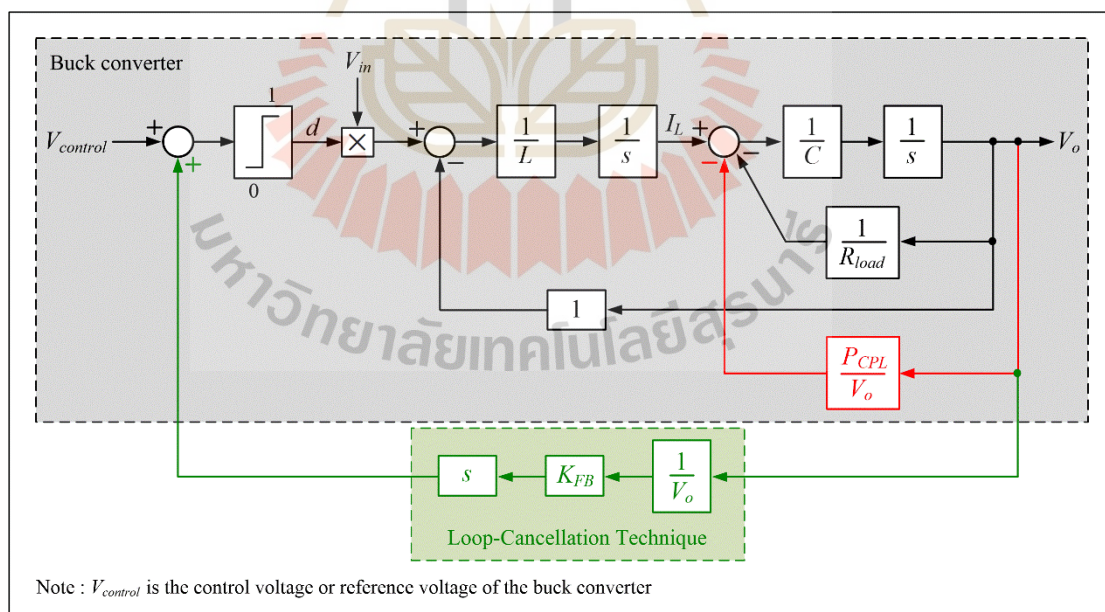
การบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและแบตเตอรี่ ดังแสดงในรูปที่ 3.1 ในบทที่ 3 งานวิจัยวิทยานิพนธ์ใช้วิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นที่อาศัยเทคนิคลูปยกเล็ก เนื่องจากวิธีการดังกล่าวสามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้โดยตรง จึงทำให้ระบบมีขีดความสามารถในการจ่ายกำลังไฟฟ้าให้กับโหลดได้สูงเพิ่มมากขึ้น โดยเทคนิคลูปยกเล็กนี้เป็นวิธีการที่ถูกรับรองไว้สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพของวงจรแปลงผันกำลังดีซีเป็นดีซี ดังนั้นเพื่อเป็นการสร้างความเข้าใจและองค์ความรู้เกี่ยวกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก จนกระทั่งสามารถประยุกต์ใช้เทคนิคดังกล่าวกับวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ซึ่งเป็นวงจรแปลงผันกำลังเอซีเป็นดีซีได้ งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จึงศึกษาทฤษฎีพื้นฐานเกี่ยวกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก ซึ่งสามารถอธิบายรายละเอียดได้ดังหัวข้อที่ 5.2.1 ดังนี้

5.2.1 ทฤษฎีพื้นฐานเกี่ยวกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก

เทคนิคลูปยกเล็กเป็นวิธีการชดเชยหรือกำจัดผลของความไม่เป็นเชิงเส้นที่มีแนวคิดพื้นฐานคือ การค้นหา (finding) การป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นที่สามารถชดเชยหรือกำจัดผลของความไม่เป็นเชิงเส้นที่มีอยู่ในระบบได้ ดังนั้นผลของความไม่เป็นเชิงเส้นอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพจึงถูกมองว่าเป็นปัญหาแบบไม่เป็นเชิงเส้นที่จะต้องได้รับการแก้ไขด้วยวิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้น (Fulwani, D.K., and Singh, S., 2016; Rahimi, A.M., Williamson, G.A., and Emadi, A., 2010) โดยเทคนิคลูปยกเล็กเป็นวิธีการที่ถูกจัดอยู่ในประเภทของการห้วงแบบแอคทีฟ ซึ่งการชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจะอาศัยการแก้ไขโครงสร้างควบคุมของระบบ ด้วยการสร้างสัญญาณชดเชย หรืออาจเรียกว่า สัญญาณสร้างเสถียรภาพ ฉีดเข้าไปในโครงสร้างของระบบควบคุมเพื่อสร้างผลการห้วงเสมือน ซึ่งทำให้การห้วงของระบบมีค่าเพิ่มสูงขึ้น นั่นคือ ทำให้ระบบมีเสถียรภาพเพิ่มขึ้น และเทคนิคลูปยกเล็กนี้เป็นวิธีการที่ถูกรับรองไว้สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวของวงจรแปลงผันกำลังดีซีเป็นดีซี

ทั้งวงจรแปลงผันแบบบัคค์ (buck converter) วงจรแปลงผันแบบบูสต์ (boost converter) และ วงจรแปลงผันแบบบัคค์-บูสต์ (buck-boost converter) อย่างไรก็ตามในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ จะอธิบายพื้นฐานของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคลุกเล็กผ่านการใช้งานกับ วงจรแปลงผันแบบบัคค์เท่านั้น เนื่องจากเพียงพอต่อการสร้างความเข้าใจและองค์ความรู้เกี่ยวกับ วิธีการดังกล่าว จนกระทั่งสามารถประยุกต์ใช้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาได้ อีกทั้ง การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคลุกเล็กของวงจรแปลงผันกำลังดีซีเป็นดีซีอื่น ๆ มีแนวคิดและใช้หลักการเดียวกันกับวงจรแปลงผันแบบบัคค์ ซึ่งสามารถศึกษารายละเอียดเพิ่มเติม ได้จากบทความวิจัยของ อาเหมียร์ ราฮีไม และคณะ (Rahimi, A.M., Williamson, G.A., and Emadi, A., 2010) ดังนั้นการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของวงจรแปลงผันแบบบัคค์ที่อาศัยเทคนิค คลุกเล็กสามารถอธิบายรายละเอียดพอสังเขปได้ดังต่อไปนี้

$$\begin{cases} I_L = \frac{1}{s \cdot L} (dV_{in} - V_o) \\ V_o = \frac{1}{s \cdot C} \left(I_L - \frac{1}{R_{load}} V_o - \frac{P_{CPL}}{V_o} \right) \end{cases} \quad (5-1)$$



รูปที่ 5.1 แผนภาพบล็อกของวงจรแปลงผันแบบบัคค์ที่มีเทคนิคคลุกเล็ก
(Rahimi, A.M., Williamson, G.A., and Emadi, A., 2010)

วงจรแปลงผันแบบบัคค์ที่มีโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) และ โหลดความต้านทาน (R_{load}) จะมีแบบจำลองทางคณิตศาสตร์หรือสมการพลวัตบนโดเมนความถี่ ในย่านการทำงานโหมดการนำกระแสแบบต่อเนื่องแสดงดังสมการที่ (5-1) และจากสมการดังกล่าว สามารถสร้างเป็นแผนภาพบล็อกของวงจรแปลงผันแบบบัคค์ได้ดังแสดงด้วยพื้นที่สี่เหลี่ยมในรูปที่ 5.1 ซึ่งจากสมการที่ (5-1) และรูปที่ 5.1 จะสังเกตได้ว่า ความไม่เป็นเชิงเส้นอันเนื่องมาจาก โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพคือ พจน์ $\frac{P_{CPL}}{V_o}$ หากสามารถ ยกเลิกหรือกำจัดพจน์ดังกล่าวนี้ได้ วงจรแปลงผันแบบบัคค์จะเปรียบเสมือนมีเพียงแค่ โหลดความต้านทานเท่านั้น ซึ่งจะไม่มีปัญหาเกี่ยวกับเสถียรภาพ นั่นคือ ระบบจะไม่เกิดการขาด เสถียรภาพขึ้น ดังนั้นเทคนิคขุดลอกจึงถูกเพิ่มเข้าไปในระบบควบคุมของวงจรแปลงผันแบบบัคค์ ดังแสดงด้วยพื้นที่สี่เหลี่ยมในรูปที่ 5.1 เพื่อชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งสามารถ ทำได้โดยการป้อนกลับอนุพันธ์ของ $\frac{1}{V_o}$ และคูณด้วยค่าอัตราขยายป้อนกลับ (feedback gain : K_{FB}) จากนั้นฉีดสัญญาณที่ได้เข้าไปในโครงสร้างของระบบควบคุมด้วยเครื่องหมายบวก (plus sign) ซึ่งเป็นเครื่องหมายที่ตรงข้ามกับพจน์ที่ไม่เป็นเชิงเส้น $\frac{P_{CPL}}{V_o}$ ที่มีเครื่องหมายเป็นลบ (minus sign) ดังแสดงในรูปที่ 5.1 เพื่อทำให้เกิดผลการยกเลิกหรือการหักล้างกันของพจน์ที่ไม่เป็นเชิงเส้น อันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ดังนั้นจากแผนภาพบล็อกในรูปที่ 5.1 เมื่อวงจรแปลงผัน แบบบัคค์มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคขุดลอก แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ ระบบบนโดเมนความถี่แสดงดังสมการที่ (5-2) ดังนี้

$$\begin{cases} I_L = \frac{1}{s \cdot L} \left(V_{control} V_{in} - V_o \right) + \frac{K_{FB} V_{in}}{L} \cdot \frac{1}{V_o} \\ V_o = \frac{1}{s \cdot C} \left(I_L - \frac{1}{R_{load}} V_o - \frac{P_{CPL}}{V_o} \right) \end{cases} \quad (5-2)$$

กำหนดให้ I_{L1} และ d_1 เป็นตัวแปรตัวใหม่ ซึ่งสามารถคำนวณได้ดัง สมการที่ (5-3) และสมการที่ (5-4) ตามลำดับ

$$I_{L1} = I_L - \frac{K_{FB} V_{in}}{L} \cdot \frac{1}{V_o} \quad (5-3)$$

$$d_1 = V_{control} \quad (5-4)$$

ดังนั้นจากสมการที่ (5-3) และสมการที่ (5-4) จะสามารถจัดรูปแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของวงจรแปลงผันแบบบัก์ค์เมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูบยกเล็กในสมการที่ (5-2) ได้ใหม่ดังสมการที่ (5-5) ดังนี้

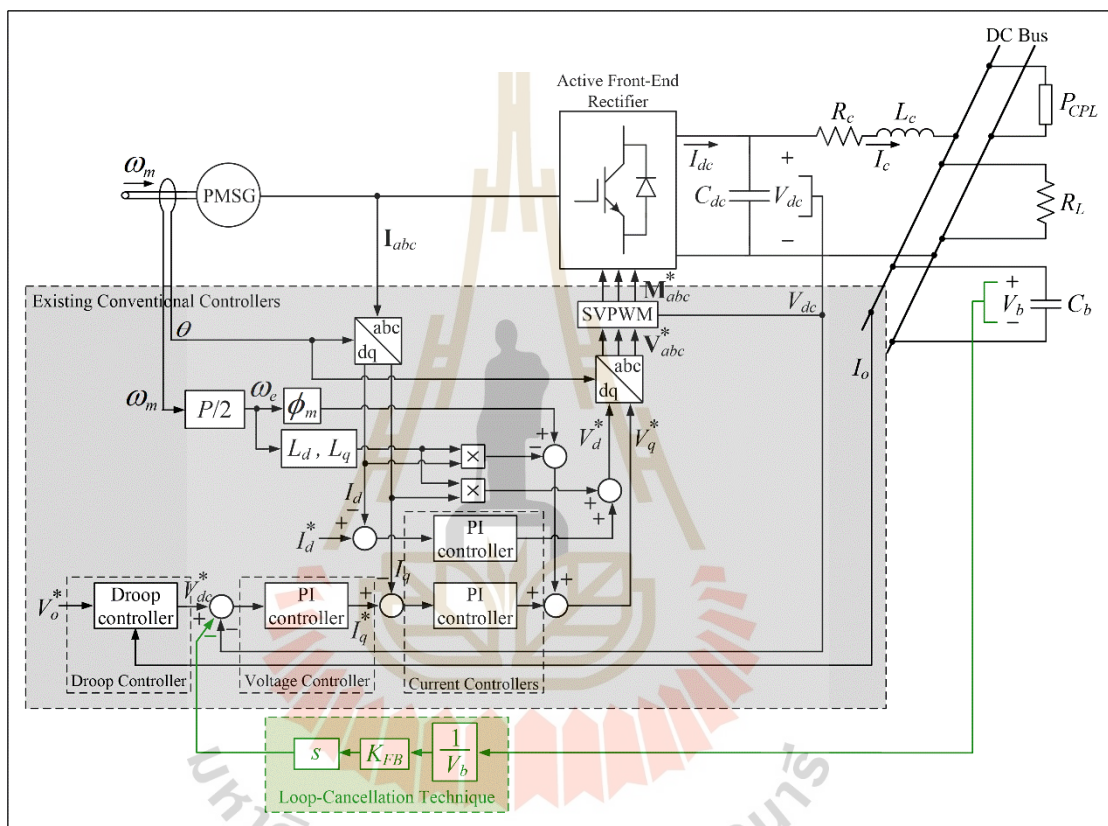
$$\begin{cases} I_{L1} = \frac{1}{s \cdot L} (d_1 V_{in} - V_o) \\ V_o = \frac{1}{s \cdot C} \left[I_{L1} - \frac{1}{R_{load}} V_o + \frac{V_{in}}{L} \left(K_{FB} - \frac{L \cdot P_{CPL}}{V_{in}} \right) \cdot \frac{1}{V_o} \right] \end{cases} \quad (5-5)$$

จากสมการที่ (5-5) จะสังเกตได้ว่า ถ้า $K_{FB} = \frac{L \cdot P_{CPL}}{V_{in}}$ พจน์ที่ไม่เป็นเชิงเส้นอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจะถูกยกเลิกหรือกำจัดออกไป ทำให้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่ได้เป็นแบบจำลองที่เปรียบเสมือนวงจรแปลงผันแบบบัก์ค์มีเพียงแค่วโหดความต้านทานเท่านั้น ระบบจึงมีเสถียรภาพตลอดเวลา เพราะฉะนั้นจะเห็นได้ว่าการชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวด้วยเทคนิคลูบยกเล็กจำเป็นต้องมีการเลือกค่าอัตราขยายป้อนกลับ (K_{FB}) ให้เหมาะสม ดังนั้น K_{FB} จึงเป็นค่าพารามิเตอร์ที่มีความสำคัญเป็นอย่างมากสำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูบยกเล็ก และค่า K_{FB} นี้จะต้องได้รับการวิเคราะห์และออกแบบอย่างละเอียดถี่ถ้วน เพราะมีผลต่อการชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวโดยตรง

ดังนั้นจากความเข้าใจและองค์ความรู้ที่ได้จากการศึกษาทฤษฎีพื้นฐานเกี่ยวกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูบยกเล็ก ดังรายละเอียดที่ได้อธิบายไปข้างต้นในหัวข้อที่ 5.2.1 จะสามารถประยุกต์ใช้เทคนิคลูบยกเล็กกับวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเพื่อบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบได้ ดังรายละเอียดต่อไปนี้

จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดียวซึ่งพิสูจน์หาได้ด้วยวิธีดีคิ่ว ดังสมการที่ (3-46) ในบทที่ 3 จะพบว่า ผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวนั้นคือ พจน์ $\frac{P_{CPL}}{V_b}$ ที่ปรากฏอยู่ในสมการ \dot{I}_q , \dot{V}_{dc} , \dot{V}_b , \dot{X}_v และ \dot{X}_{iq} จะลดทอนเสถียรภาพของระบบ ซึ่งส่งผลทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพ หากสามารถชดเชยหรือกำจัดผลของ

โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวดังกล่าวได้ ระบบก็จะมีเสถียรภาพ ดังนั้นการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคูปกเล็กจึงถูกประยุกต์ใช้งานเพื่อชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวและรับประกันว่าระบบจะสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพ โดยระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามมากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยวเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคูปกเล็กแสดงได้ดังรูปที่ 5.2 ดังนี้



รูปที่ 5.2 ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคูปกเล็ก

จากรูปที่ 5.2 จะสังเกตเห็นได้ว่าการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเป็นการดำเนินการแก้ไขทางด้านแหล่งจ่ายด้วยวิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นที่อาศัยเทคนิคคูปกเล็ก โดยเทคนิคคูปกเล็กดังแสดงด้วยพื้นที่สีเขียวในรูปที่ 5.2 ได้ถูกเพิ่มเข้าไปในระบบควบคุมเดิมที่มีอยู่แล้วของวงจรรีจกรเสถียรภาพหน้าแบบแอกทีฟ ซึ่งก็คือพื้นที่สีเทาในรูปที่ 5.2 ดังนั้นการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาด้วยเทคนิคคูปกเล็กสามารถทำได้โดยเริ่มต้นจากการตรวจจับหรือตรวจวัดแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อม

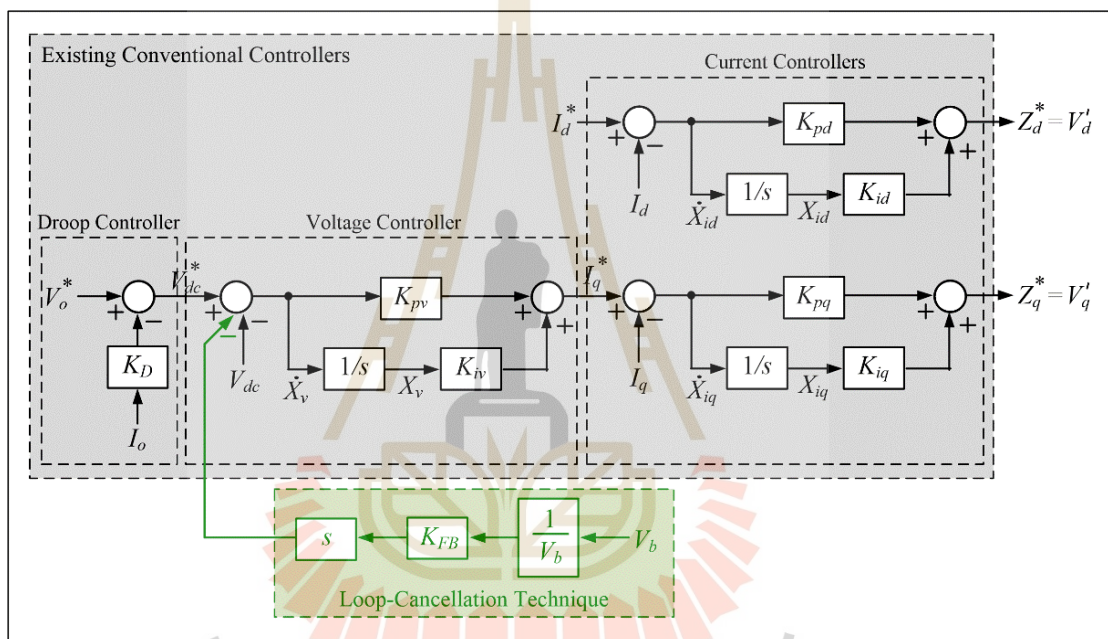
ตู้ตัวเก็บประจุหรือแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) และทำให้อยู่ในรูปผกผัน ซึ่งหมายถึงเป็นการป้อนกลับแบบไม่เป็นเส้น จากนั้นนำมาปรับคูณกับค่าอัตราขยายป้อนกลับ (K_{FB}) ของเทคนิคลูปกเล็ก และหาอนุพันธ์ของสัญญาณ เพื่อปรับอัตราขยายสำหรับการชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว จะได้สัญญาณชดเชยหรือสัญญาณสร้างเสถียรภาพเพื่อฉีดเข้าไปในลูควบคุม V_b แต่อย่างไรก็ตามจากรูปที่ 5.2 จะสังเกตได้ว่า ระบบไฟฟ้าที่พิจารณาไม่มีลูควบคุม V_b มีเฉพาะลูควบคุมแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ตกรวมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (V_{dc}) เท่านั้น ดังนั้นหากต้องการกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจะต้องดำเนินการผ่านลูควบคุม V_{dc} แทน ซึ่งทำได้โดยอาศัยความสัมพันธ์ของแรงดันไฟฟ้าทั้งสอง นั่นคือ เมื่อพิจารณาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบดังสมการที่ (3-46) ในสภาวะอยู่ตัว โดยกำหนดให้ทุก ๆ สมการอนุพันธ์ในแบบจำลองมีค่าเท่ากับศูนย์ ($\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{0}$) จะได้ความสัมพันธ์ของ V_{dc} และ V_b ดังสมการที่ (5-6) ซึ่งแสดงให้เห็นว่า ผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว นั่นคือ พจน์ $\frac{P_{CPL}}{V_b}$ มีเครื่องหมายที่เป็นบวก ดังนั้นหากต้องการกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวผ่านลูควบคุม V_{dc} จะต้องสร้างสัญญาณชดเชยหรือสัญญาณสร้างเสถียรภาพฉีดเข้าไปหักล้างผลดังกล่าวด้วยเครื่องหมายลบ ดังแสดงด้วยพื้นที่สีเขียวในรูปที่ 5.2 ซึ่งจากที่กล่าวมาจะพบว่า การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปกเล็กของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาสามารถทำได้โดยการเพิ่มเพียงแคตัวตรวจวัดแรงดันไฟฟ้า (voltage sensor) สำหรับ V_b เข้าไปในระบบเท่านั้น ดังนั้นจึงไม่ส่งผลกระทบต่อกำลังงานสูญเสีย ขนาด น้ำหนัก และราคาของระบบโดยรวมบนเครื่องบิน การบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว โดยการประยุกต์ใช้การป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นด้วยเทคนิคลูปกเล็ก ตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันยังไม่มีการวิจัยที่ตีพิมพ์เผยแพร่ใด ๆ ประยุกต์ใช้วิธีการในลักษณะนี้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ดังนั้นการดำเนินการในลักษณะดังกล่าวนี้จึงเป็นจุดเด่นข้อหนึ่งของงานวิจัยวิทยานิพนธ์

$$V_{dc} = \left(1 + \frac{R_c}{R_L}\right)V_b + \frac{R_c P_{CPL}}{V_b} \quad (5-6)$$

การออกแบบและเลือกค่า K_{FB} ซึ่งเป็นพารามิเตอร์ที่มีความสำคัญเป็นอย่างมากสำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปกเล็ก เพราะมีผลต่อการชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะใช้การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ ด้วยเหตุนี้จึงมี

ความจำเป็นที่จะต้องดำเนินการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบในกรณีที่ได้เพิ่มเทคนิคลูปยกเลิกเข้าไปในระบบควบคุม ดังนั้นการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ พร้อมทั้งการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองที่พิสูจน์หาได้ สามารถแสดงรายละเอียดได้ดังหัวข้อที่ 5.2.2 ดังนี้

5.2.2 การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ



รูปที่ 5.3 แผนภาพบล็อกของระบบควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเลิก

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว เมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเลิก ดังแสดงในรูปที่ 5.2 งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ใช้วิธีตีคว ดังนั้นการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพจึงสามารถดำเนินการได้เช่นเดียวกับการพิสูจน์หาแบบจำลองของระบบด้วยวิธีตีคว ในกรณีที่ยังไม่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพดังที่ได้รับการอธิบายรายละเอียดไว้แล้วในบทที่ 3 แต่จะมีความแตกต่างกันที่เมื่อระบบมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ

เทคนิคคลุยกเล็กได้ถูกเพิ่มเข้าไปในระบบควบคุมเดิมที่มีอยู่แล้วของวงจรรีจกกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟ โดยโครงสร้างภายในของระบบควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคลุยกเล็กแสดงได้ดังแผนภาพบล็อกในรูปที่ 5.3 ซึ่งจากแผนภาพบล็อกของระบบควบคุมดังกล่าวจะสังเกตได้ว่า ตัวควบคุมของวงจรรีจกกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา เมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ประกอบด้วย ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีคิว ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า ตัวควบคุมแบบดรู๊ป ดังแสดงด้วยพื้นที่สีเทาในรูปที่ 5.3 ซึ่งเป็นตัวควบคุมเดิมของระบบที่มีอยู่แล้ว และสามารถออกแบบได้ตามรายละเอียดที่ได้นำเสนอไว้แล้วในหัวข้อที่ 3.5.1 ในบทที่ 3 และเทคนิคคลุยกเล็ก ดังแสดงด้วยพื้นที่สีเขียวในรูปที่ 5.3 ซึ่งได้ถูกเพิ่มเข้าไปในลูปรการควบคุม V_{dc} ของระบบควบคุมเดิมสำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบ ดังนั้นเมื่อวิเคราะห์แผนภาพบล็อกในรูปที่ 5.3 จะสามารถเขียนสมการของตัวควบคุมเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคลุยกเล็กได้ดังแสดงในสมการที่ (5-7) ดังนี้

$$\begin{cases} Z_d^* = -K_{pd}I_d + K_{id}X_{id} + K_{pd}I_d^* \\ Z_q^* = -K_{pq}I_q - K_{pv}K_{pq}V_{dc} + K_{iv}K_{pq}X_v + K_{iq}X_{iq} + K_{pv}K_{pd}V_{dc}^* - K_{pv}K_{pq}K_{FB} \frac{d}{dt}\left(\frac{1}{V_b}\right) \end{cases} \quad (5-7)$$

$$\text{โดยที่ } V_{dc}^* = V_o^* - K_D I_o = V_o^* - K_D \left(\frac{V_b}{R_L} + \frac{P_{CPL}}{V_b} \right)$$

จากขั้นตอนการออกแบบตัวควบคุมดังรายละเอียดในหัวข้อที่ 3.5.1 ในบทที่ 3 ฟังก์ชันการสวิตช์บนแกนหมุนดีคิวของวงจรรีจกกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟในกรณีที่ระบบมีตัวควบคุม (M_{dq}^*) จะเป็นดังสมการที่ (3-44) ซึ่งสามารถแสดงใหม่ได้อีกครั้งดังสมการที่ (5-8) และเมื่อแทนค่า Z_d^* และ Z_q^* จากสมการตัวควบคุมของระบบดังสมการที่ (5-7) ลงในสมการที่ (5-8) จะได้ฟังก์ชันการสวิตช์บนแกนหมุนดีคิวของวงจรรีจกกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟ เมื่อระบบมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคลุยกเล็กแสดงดังสมการที่ (5-9)

$$\begin{cases} M_d^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) (Z_d^* + \omega_e L_q I_q) \\ M_q^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) (Z_q^* - \omega_e L_d I_d + \omega_e \phi_m) \end{cases} \quad (5-8)$$

$$\begin{cases} M_d^* = \frac{1}{V_{dc}} (-K_{pd} I_d + K_{id} X_{id} + K_{pd} I_d^* + \omega_e L_q I_q) \\ M_q^* = \frac{1}{V_{dc}} \left[-K_{pq} I_q - K_{pv} K_{pq} V_{dc} + K_{iv} K_{pq} X_v + K_{iq} X_{iq} - K_{pv} K_{pd} K_D \left(\frac{V_b}{R_L} + \frac{P_{CPL}}{V_b} \right) \right. \\ \quad \left. - K_{pv} K_{pq} K_{FB} \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{V_b} \right) + K_{pv} K_{pd} V_o^* - \omega_e L_d I_d + \omega_e \phi_m \right] \end{cases} \quad (5-9)$$

$$\begin{cases} \dot{I}_d = \left(\frac{K_{pd} - R_s}{L_d} \right) I_d - \frac{K_{id}}{L_d} X_{id} - \frac{K_{pd}}{L_d} I_d^* \\ \dot{I}_q = \left(\frac{K_{pq} - R_s}{L_q} \right) I_q + \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} V_{dc} + \frac{K_{pv} K_{pq} K_D}{L_q R_L} V_b + \frac{K_{pv} K_{pq} K_D P_{CPL}}{L_q} \cdot \frac{1}{V_b} \\ \quad + \frac{K_{pv} K_{pq} K_{FB}}{L_q} \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{V_b} \right) - \frac{K_{iv} K_{pq}}{L_q} X_v - \frac{K_{iq}}{L_q} X_{iq} - \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} V_o^* \\ \dot{V}_{dc} = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc}} \left[-K_{pd} I_d^2 + K_{id} I_d X_{id} + K_{pd} I_d I_d^* - K_{pq} I_q^2 + \omega_e \phi_m I_q \right. \\ \quad - K_{pv} K_{pq} I_q V_{dc} - \frac{K_{pv} K_{pq} K_D}{R_L} I_q V_b - K_{pv} K_{pq} K_D P_{CPL} \frac{I_q}{V_b} \\ \quad + K_{iv} K_{pq} I_q X_v + K_{iq} I_q X_{iq} + K_{pv} K_{pq} I_q V_o^* \\ \quad \left. - K_{pv} K_{pq} K_{FB} I_q \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{V_b} \right) \right] - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\ \dot{I}_c = \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \\ \dot{V}_b = \frac{1}{C_b} I_c - \frac{1}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b V_b} \\ \dot{X}_v = -V_{dc} - \frac{K_D P_{CPL}}{R_L V_b} - K_{FB} \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{V_b} \right) + V_o^* \\ \dot{X}_{id} = -I_d + I_d^* \\ \dot{X}_{iq} = -I_q - K_{pv} V_{dc} - \frac{K_{pv} K_D}{R_L} V_b - \frac{K_{pv} K_D P_{CPL}}{V_b} + K_{iv} X_v + K_{pv} V_o^* \\ \quad - K_{pv} K_{FB} \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{V_b} \right) \end{cases} \quad (5-10)$$

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน
ที่พิจารณาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพสามารถทำได้โดยการแทนค่า M_d และ M_q

ในสมการที่ (3-16) ในบทที่ 3 ซึ่งเป็นแบบจำลองของระบบในกรณีที่ไม่มีความควบคุมด้วย M_d^* และ M_q^* ที่ได้จากสมการที่ (5-9) ดังนั้นจะได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดียวและบัสเดียว เมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก ในรูปที่ 5.2 ซึ่งพิสูจน์มาจากวิธีตีความแสดงได้ดังสมการที่ (5-10) โดยจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้ดังสมการที่ (5-10) จะสังเกตได้ว่า มีพจน์ $\frac{d}{dt}\left(\frac{1}{V_b}\right)$ ปรากฏอยู่ในสมการ \dot{I}_q , \dot{V}_{dc} , \dot{X}_v และ \dot{X}_{iq} ซึ่งหากนำแบบจำลองที่ได้นี้ไปใช้ในการวิเคราะห์เสถียรภาพสำหรับการออกแบบหาค่า K_{FB} เพื่อบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบจะมีความยุ่งยากและซับซ้อนเป็นอย่างมาก ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงดำเนินการกำจัดพจน์อนุพันธ์ดังกล่าวโดยอาศัยการกำหนดตัวแปรสถานะตัวใหม่ของระบบขึ้นมา นั่นคือ กำหนดให้ I_{q1} เป็นตัวแปรสถานะตัวใหม่ และอนุพันธ์ของตัวแปรดังกล่าว (\dot{I}_{q1}) สามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (5-11) ดังนี้

$$\begin{aligned} \dot{I}_{q1} = & \left(\frac{K_{pq} - R_s}{L_q} \right) I_q + \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} V_{dc} + \frac{K_{pv} K_{pq} K_D}{L_q R_L} V_b + \frac{K_{pv} K_{pq} K_D P_{CPL}}{L_q} \cdot \frac{1}{V_b} \\ & - \frac{K_{iv} K_{pq}}{L_q} X_v - \frac{K_{iq}}{L_q} X_{iq} - \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} V_o^* \end{aligned} \quad (5-11)$$

จากการพิจารณาเฉพาะสมการอนุพันธ์ของกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนควิ (\dot{I}_q) ในสมการที่ (5-10) ร่วมกับการพิจารณาสมการที่ (5-11) จะได้สมการแสดงความสัมพันธ์ระหว่าง \dot{I}_q กับ \dot{I}_{q1} และสมการแสดงความสัมพันธ์ระหว่าง I_q กับ I_{q1} ดังสมการที่ (5-12) และสมการที่ (5-13) ตามลำดับ

$$\dot{I}_q = \dot{I}_{q1} + \frac{K_{pv} K_{pq} K_{FB}}{L_q} \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{V_b} \right) \quad (5-12)$$

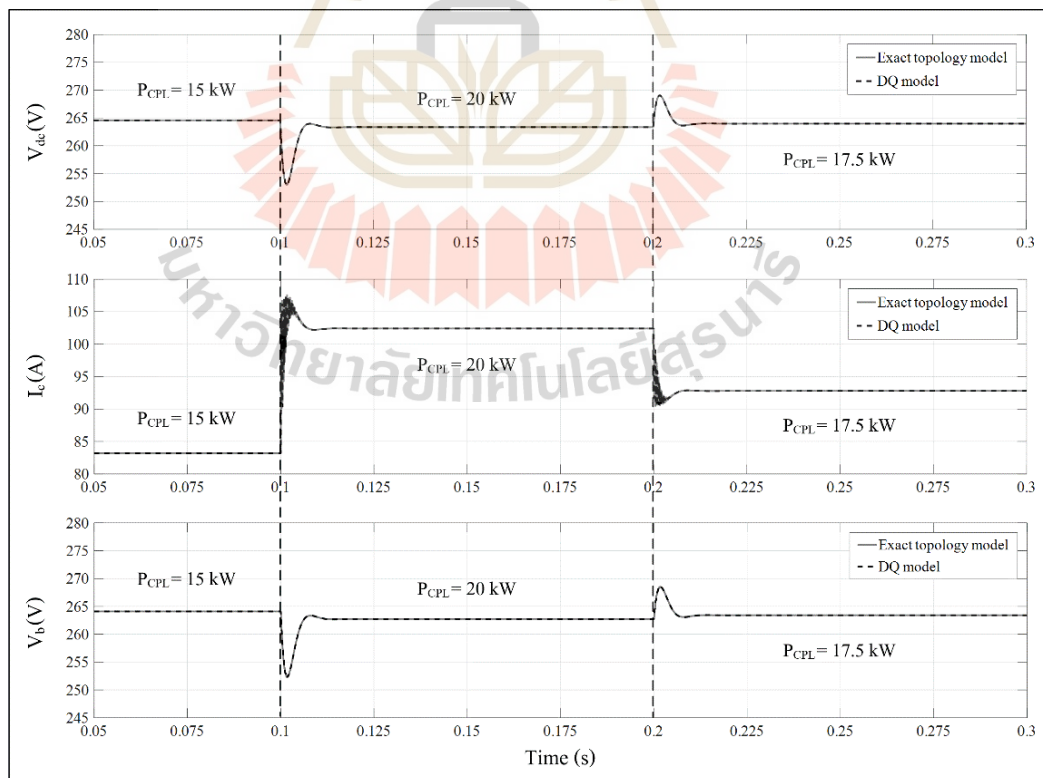
$$I_q = I_{q1} + \frac{K_{pv} K_{pq} K_{FB}}{L_q} \cdot \frac{1}{V_b} \quad (5-13)$$

$$\begin{cases}
\dot{I}_d = \left(\frac{K_{pd} - R_s}{L_d} \right) I_d - \frac{K_{id}}{L_d} X_{id} - \frac{K_{pd}}{L_d} I_d^* \\
\dot{I}_{q1} = \left(\frac{K_{pq} - R_s}{L_q} \right) I_{q1} + \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} V_{dc} + \frac{K_{pv} K_{pq} K_D}{L_q R_L} V_b + \frac{K_{pv} K_{pq} K_D P_{CPL}}{L_q} \cdot \frac{1}{V_b} \\
\quad - \frac{K_{iv} K_{pq}}{L_q} X_v - \frac{K_{iq}}{L_q} X_{iq} - \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} V_o^* + \frac{K_{pv} K_{pq} K_{FB} (K_{pq} - R_s)}{L_q^2} \cdot \frac{1}{V_b} \\
\dot{V}_{dc} = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc}} \left[-K_{pd} I_d^2 + K_{id} I_d X_{id} + K_{pd} I_d I_d^* - K_{pq} I_{q1}^2 + \omega_e \phi_m I_{q1} \right. \\
\quad - K_{pv} K_{pq} I_{q1} V_{dc} - \frac{K_{pv} K_{pq} K_D}{R_L} I_{q1} V_b + K_{iv} K_{pq} I_{q1} X_v \\
\quad + K_{iq} I_{q1} X_{iq} + K_{pv} K_{pq} I_{q1} V_o^* - \left(\frac{2K_{pv} K_{pq}^2 K_{FB}}{L_q} I_{q1} \right. \\
\quad + \frac{K_{pv}^2 K_{pq}^3 K_{FB}^2}{L_q^2} \cdot \frac{1}{V_b} + \frac{K_{pv}^2 K_{pq}^2 K_{FB}}{L_q} V_{dc} + K_{pv} K_{pq} K_D P_{CPL} I_{q1} \\
\quad + \frac{K_{pv}^2 K_{pq}^2 K_D P_{CPL} K_{FB}}{L_q} \cdot \frac{1}{V_b} - \frac{K_{pv} K_{iv} K_{pq}^2 K_{FB}}{L_q} X_v \\
\quad \left. - \frac{K_{pv} K_{pq} K_{iq} K_{FB}}{L_q} X_{iq} - \frac{K_{pv}^2 K_{pq}^2 K_{FB}}{L_q} V_o^* - \frac{\omega_e \phi_m K_{pv} K_{pq} K_{FB}}{L_q} \right) \cdot \frac{1}{V_b} \\
\quad \left. - \frac{K_{pv}^2 K_{pq}^2 K_D K_{FB}}{L_q R_L} \right] - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\
\dot{I}_c = \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \\
\dot{V}_b = \frac{1}{C_b} I_c - \frac{1}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b V_b} \\
\dot{X}_v = -V_{dc} - \frac{K_D}{R_L} V_b - \frac{K_D P_{CPL}}{V_b} + V_o^* \\
\dot{X}_{id} = -I_d + I_d^* \\
\dot{X}_{iq} = -I_{q1} - K_{pv} V_{dc} - \frac{K_{pv} K_D}{R_L} V_b - (K_{pv} K_D P_{CPL} + \frac{K_{pv} K_{pq} K_{FB}}{L_q}) \cdot \frac{1}{V_b} \\
\quad + K_{iv} X_v + K_{pv} V_o^*
\end{cases} \quad (5-14)$$

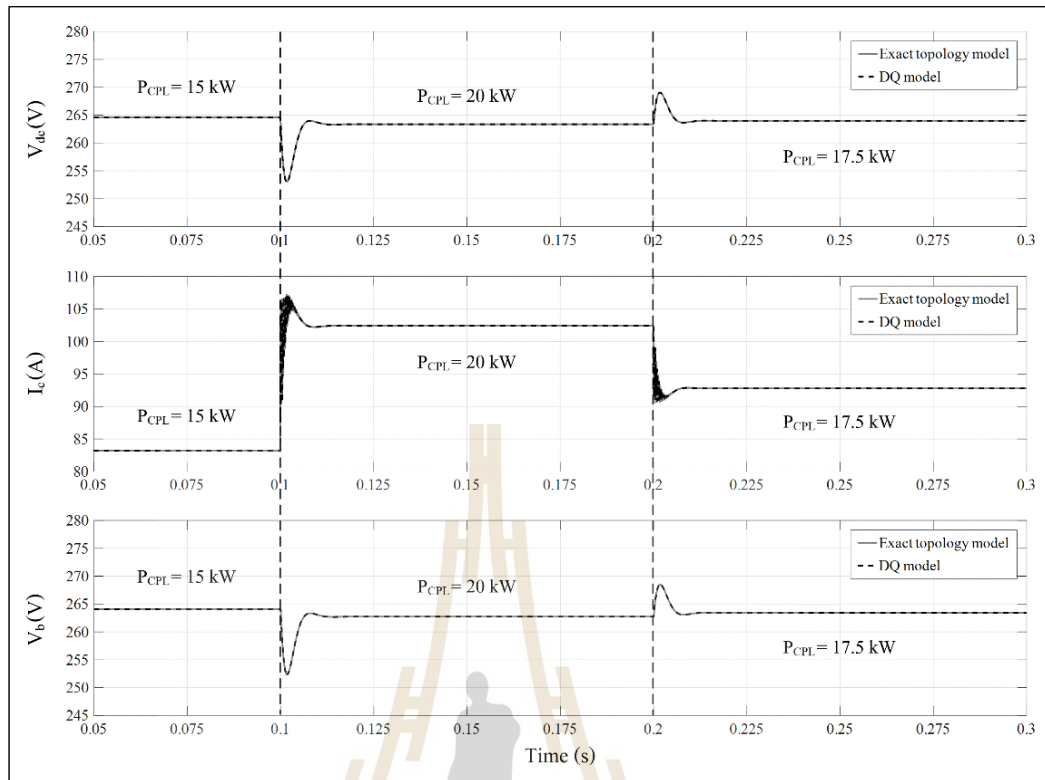
การกำจัดพจน์ $\frac{d}{dt} \left(\frac{1}{V_b} \right)$ สามารถทำได้โดยการแทนค่า \dot{I}_q และ I_q ที่ได้จาก

สมการที่ (5-12) และสมการที่ (5-13) ตามลำดับ ลงในแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ ในสมการที่ (5-10) ดังนั้นจะได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลัง

บนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยว และบัสเดียว เมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคูปยกละในรูปที่ 5.2 ซึ่งพิสูจน์หาได้ด้วยวิธีตีควและเป็นแบบจำลองที่มีความเหมาะสมต่อการนำไปใช้สำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพ เพื่อออกแบบหาค่า K_{FB} แสดงได้ดังสมการที่ (5-14) ดังนั้นเพื่อเป็นการยืนยันว่าแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่พิสูจน์หาได้ดังสมการที่ (5-14) มีความถูกต้องและสามารถนำไปใช้ในการวิเคราะห์เสถียรภาพสำหรับการออกแบบหาค่า K_{FB} เพื่อบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบได้ งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองที่ได้ โดยดำเนินการเช่นเดียวกับการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองในกรณีที่ระบบยังไม่มีบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ดังรายละเอียดที่ได้นำเสนอไว้แล้วในบทที่ 3 นั่นคือ เป็นการเปรียบเทียบผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในสมการที่ (5-14) กับผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ด้วยชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังใน SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB โดยชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคูปยกละสามารถดูได้จากภาคผนวก ค. และกำหนดให้พารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาเป็นดังตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ในบทที่ 3



รูปที่ 5.4 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เมื่อ $K_{FB} = 0$



รูปที่ 5.5 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เมื่อ $K_{FB} = 0.25$

ผลการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ซึ่งพิสูจน์ได้ด้วยวิธีดีคิว แสดงได้ดังรูปที่ 5.4 และรูปที่ 5.5 โดยรูปที่ 5.4 เป็นการเปรียบเทียบผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (V_{dc}) กระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านสายส่งกำลังไฟฟ้าไปยังโหลด (I_c) และแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์กับผลการตอบสนองที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีการเปลี่ยนแปลงจาก 15 kW ไปเป็น 20 kW และจาก 20 kW มาเป็น 17.5 kW ที่เวลา 0.1 วินาที และ 0.2 วินาที ตามลำดับ และอัตราขยายป้อนกลับ (K_{FB}) ของเทคนิคปลูกเล็กถูกกำหนดให้มีค่าเท่ากับศูนย์ ซึ่งหมายถึง ระบบไม่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ในขณะที่รูปที่ 5.5 เป็นการเปรียบเทียบของสัญญาณและที่ P_{CPL} เช่นเดียวกับรูปที่ 5.4 แต่ในรูปที่ 5.5 นี้ K_{FB} ถูกกำหนดให้มีค่าเท่ากับ 0.25 นั่นคือ ระบบมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ โดยจากรูปทั้งสองจะสังเกตได้ว่า ทั้งในกรณีที่ระบบไม่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ($K_{FB} = 0$) และกรณีที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ($K_{FB} = 0.25$) ผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีลักษณะของรูปสัญญาณที่สอดคล้อง

กับผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ทั้งในสถานะชั่วคราวและในสถานะอยู่ตัว ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้ว่า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว เมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กในรูปที่ 5.2 ซึ่งพิสูจน์มาจากวิธีตีคว ดังแสดงในสมการที่ (5-14) มีความถูกต้องและเหมาะสมต่อการนำไปใช้วิเคราะห์เสถียรภาพสำหรับการออกแบบหาค่า K_{FB} เพื่อบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบได้ โดยการวิเคราะห์เสถียรภาพเพื่อออกแบบและเลือกค่า K_{FB} สำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา พร้อมทั้งการยืนยันผลของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์สามารถแสดงรายละเอียดได้ดังหัวข้อที่ 5.2.3 ดังต่อไปนี้

5.2.3 การวิเคราะห์เสถียรภาพและการยืนยันผลการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ

การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กจำเป็นต้องมีการออกแบบและเลือกค่า K_{FB} ให้เหมาะสม เพื่อให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้ สำหรับงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ การออกแบบหาค่า K_{FB} จะอาศัยการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่พึ่งพาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ ดังนั้นการดำเนินการออกแบบค่า K_{FB} ด้วยวิธีการดังกล่าวเป็นการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบในกรณีที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเช่นกัน ซึ่งการวิเคราะห์เสถียรภาพและการออกแบบหาค่า K_{FB} ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว เมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กในรูปที่ 5.2 ด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ ซึ่งพิสูจน์ได้จากวิธีตีคว ดังสมการที่ (5-14) พร้อมทั้งการยืนยันผลของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์แสดงรายละเอียดได้ดังนี้

จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาดังสมการที่ (5-14) จะสังเกตได้ว่า มี K_{FB} ปรากฏอยู่ในสมการด้วย ถ้ากำหนดให้ K_{FB} มีค่าเท่ากับศูนย์ จะหมายถึงระบบไฟฟ้าที่พิจารณาทำงานโดยไม่มีบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก และนอกจากนั้นแล้วจะสังเกตได้อีกว่า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ดังกล่าวเป็นแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้น ดังนั้นจากขั้นตอนของการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจง ซึ่งได้รับการอธิบายรายละเอียดไว้ในหัวข้อที่ 4.2.1 ในบทที่ 4 ที่ผ่านมา จากแบบจำลองของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นสามารถทำให้เป็นเชิงเส้นได้โดยอาศัยอนุกรมเทย์เลอร์

อันดับหนึ่ง จะได้แบบจำลองของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาซึ่งเป็นแบบจำลองที่เป็นเชิงเส้น ดังสมการที่ (4-3) โดยที่เมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ สามารถคำนวณได้จากสมการที่ (4-6) ดังนั้นจะได้เมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ สำหรับใช้ในการหาค่าเจาะจงเพื่อนำไปวิเคราะห์ เสถียรภาพและออกแบบหาค่า K_{FB} ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงดังแสดง ในสมการที่ (5-15) ซึ่งจากสมการจะพบว่า เมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ มีค่าขึ้นอยู่กับค่า $I_{d,0}$, $I_{q1,0}$, $V_{dc,0}$, $V_{b,0}$, $X_{v,0}$, $X_{id,0}$ และ $X_{iq,0}$ ซึ่งค่าดังกล่าวนี้เป็นค่าในสภาวะคงตัว ณ จุดปฏิบัติการ ที่พิจารณา โดยจุดปฏิบัติการของระบบสามารถคำนวณได้ด้วยการกำหนดให้ \dot{I}_d , \dot{I}_{q1} , \dot{V}_{dc} , \dot{I}_c , \dot{V}_b , \dot{X}_v , \dot{X}_{id} และ \dot{X}_{iq} ในแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบดังสมการที่ (5-14) ให้มีค่าเท่ากับศูนย์

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} \frac{K_{pd} - R_s}{L_d} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{K_{id}}{L_d} & 0 \\ 0 & \frac{K_{pq} - R_s}{L_q} & \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} & 0 & a(2,5) & -\frac{K_{iv} K_{pq}}{L_q} & 0 & -\frac{K_{iq}}{L_q} \\ a(3,1) & a(3,2) & a(3,3) & -\frac{1}{C_{dc}} & a(3,5) & a(3,6) & \frac{3K_{id} I_{d,0}}{2C_{dc} V_{dc,0}} & a(3,8) \\ 0 & 0 & \frac{1}{L_c} & -\frac{R_c}{L_c} & -\frac{1}{L_c} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{C_b} & -\frac{1}{R_L C_b} + \frac{P_{CPL}}{C_b V_{b,0}^2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & -\frac{K_D}{R_L} + \frac{K_D P_{CPL}}{V_{b,0}^2} & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & -K_{pv} & 0 & a(8,5) & K_{iv} & 0 & 0 \end{bmatrix}_{8 \times 8} \quad (5-15)$$

$$\text{เมื่อ } a(2,5) = \frac{K_{pv} K_{pq} K_D}{L_q R_L} - \left(\frac{K_{pv} K_{pq} K_D P_{CPL}}{L_q} + \frac{K_{pv} K_{pq} K_{FB} (K_{pq} - R_s)}{L_q^2} \right) \cdot \frac{1}{V_{b,0}^2}$$

$$a(3,1) = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} (-2K_{pd} I_{d,0} + K_{id} X_{id,0} + K_{pd} I_d^*)$$

$$a(3,2) = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} \left[-2K_{pq} I_{q1,0} + \omega_e \phi_m - K_{pv} K_{pq} V_{dc,0} - \frac{K_{pv} K_{pq} K_D}{R_L} V_{b,0} + K_{iv} K_{pq} X_{v,0} + K_{iq} X_{iq,0} + K_{pv} K_{pq} V_o^* + \left(-\frac{2K_{pv} K_{pq}^2 K_{FB}}{L_q} - K_{pv} K_{pq} K_D P_{CPL} \right) \cdot \frac{1}{V_{b,0}^2} \right]$$

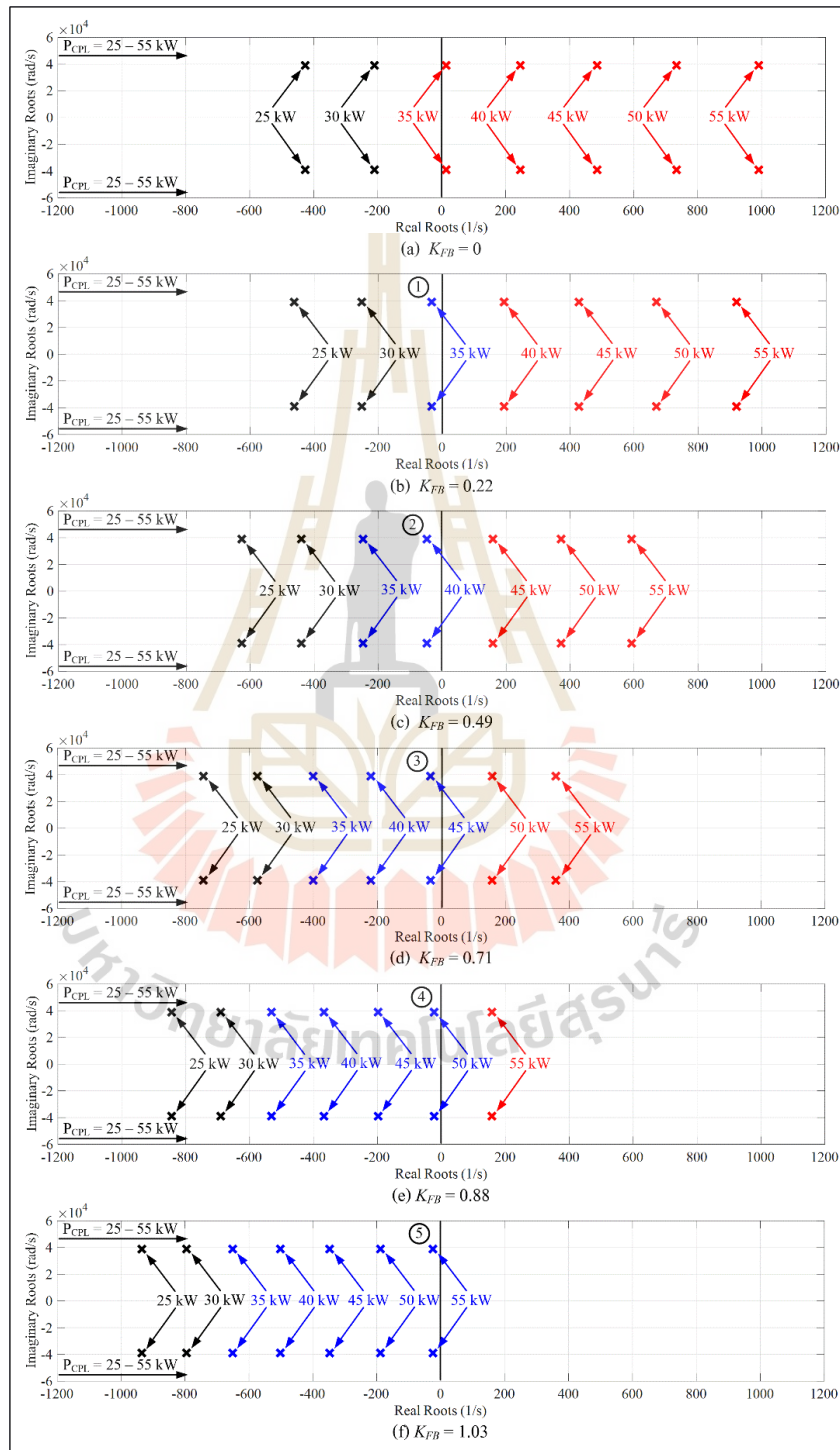
$$\begin{aligned}
\text{และ } a(3,3) &= -\frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}^2} \left[-K_{pd}I_{d,0}^2 + K_{id}I_{d,0}X_{id,0} + K_{pd}I_{d,0}I_d^* - K_{pq}I_{q1,0}^2 + \omega_e\phi_m I_{q1,0} \right. \\
&\quad - \frac{K_{pv}K_{pq}K_D}{R_L} I_{q1,0}V_{b,0} + K_{iv}K_{pq}I_{q1,0}X_{v,0} + K_{iq}I_{q1,0}X_{iq,0} \\
&\quad + K_{pv}K_{pq}I_{q1,0}V_o^* - \left(\frac{2K_{pv}K_{pq}^2K_{FB}}{L_q} I_{q1,0} + \frac{K_{pv}^2K_{pq}^3K_{FB}^2}{L_q^2} \cdot \frac{1}{V_{b,0}} \right. \\
&\quad + K_{pv}K_{pq}K_D P_{CPL} I_{q1,0} + \frac{K_{pv}^2K_{pq}^2K_D P_{CPL} K_{FB}}{L_q} \cdot \frac{1}{V_{b,0}} \\
&\quad - \frac{K_{pv}K_{iv}K_{pq}^2K_{FB}}{L_q} X_{v,0} - \frac{K_{pv}K_{pq}K_{iq}K_{FB}}{L_q} X_{iq,0} - \frac{K_{pv}^2K_{pq}^2K_{FB}}{L_q} V_o^* \\
&\quad \left. \left. - \frac{\omega_e\phi_m K_{pv}K_{pq}K_{FB}}{L_q} \right) \cdot \frac{1}{V_{b,0}} - \frac{K_{pv}^2K_{pq}^2K_D K_{FB}}{L_q R_L} \right] \\
a(3,5) &= \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} \left[-\frac{K_{pv}K_{pq}K_D}{R_L} I_{q1,0} + \left(\frac{2K_{pv}K_{pq}^2K_{FB}}{L_q} I_{q1,0} + \frac{2K_{pv}^2K_{pq}^3K_{FB}^2}{L_q^2} \cdot \frac{1}{V_{b,0}} \right. \right. \\
&\quad + \frac{K_{pv}^2K_{pq}^2K_{FB}}{L_q} V_{dc,0} + K_{pv}K_{pq}K_D P_{CPL} I_{q1,0} - \frac{K_{pv}^2K_{pq}^2K_{FB}}{L_q} V_o^* \\
&\quad + \frac{2K_{pv}^2K_{pq}^2K_D P_{CPL} K_{FB}}{L_q} \cdot \frac{1}{V_{b,0}} - \frac{K_{pv}K_{iv}K_{pq}^2K_{FB}}{L_q} X_{v,0} \\
&\quad \left. \left. - \frac{K_{pv}K_{pq}K_{iq}K_{FB}}{L_q} X_{iq,0} - \frac{\omega_e\phi_m K_{pv}K_{pq}K_{FB}}{L_q} \right) \cdot \frac{1}{V_{b,0}} \right] \\
a(3,6) &= \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} \left(K_{iv}K_{pq}I_{q1,0} + \frac{K_{pv}K_{iv}K_{pq}^2K_{FB}}{L_q} \cdot \frac{1}{V_{b,0}} \right) \\
a(3,8) &= \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} \left(K_{iq}I_{q1,0} + \frac{K_{pv}K_{pq}K_{iq}K_{FB}}{L_q} \cdot \frac{1}{V_{b,0}} \right) \\
a(8,5) &= -\frac{K_{pv}K_D}{R_L} + \left(K_{pv}K_D P_{CPL} + \frac{K_{pv}K_{pq}K_{FB}}{L_q} \right) \cdot \frac{1}{V_{b,0}^2}
\end{aligned}$$

จากเมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กดังสมการที่ (5-15) จะสังเกตเห็นได้ว่า มีขนาดเท่ากับ 8×8 ซึ่งทำให้ค่าเจาจงของระบบประกอบด้วย 8 ค่า คือ ค่าเจาจง λ_1 ถึง λ_8 โดยจะมีค่าเจาจงเพียงคู่เดียวเท่านั้นที่เป็นค่าเจาจงเด่นและมีอิทธิพลต่อเสถียรภาพของระบบโดยตรง เช่นเดียวกับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในกรณีที่ไม่มีเทคนิคลูปยกเล็ก ดังที่ได้รับการอธิบายรายละเอียดไว้แล้วในหัวข้อที่ 4.2.1 ในบทที่ 4 ที่ผ่านมา ดังนั้นการวิเคราะห์เสถียรภาพและการออกแบบหาค่า K_{FB} ของระบบในกรณีที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กจึงสามารถทำได้โดยวิเคราะห์และพิจารณาจากคู่ของค่าเจาจงเด่นที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบโดยตรงดังกล่าวได้ โดยจากเมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ดังสมการที่ (5-15) และค่าในสภาวะคงตัวที่คำนวณได้ เมื่อกำหนดให้พารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาดังตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ในบทที่ 3 จะได้เส้นทางเดินของค่าเจาจงเด่นของระบบ เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว

(P_{CPL}) มีการเปลี่ยนแปลงจาก 25 kW ถึง 55 kW แสดงได้ดังรูปที่ 5.6 โดยรูปที่ 5.6(a) ได้กำหนดให้ $K_{FB} = 0$ หมายถึง ระบบไฟฟ้าที่พิจารณาทำงานโดยไม่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก ซึ่งจากรูปดังกล่าวจะสังเกตได้ว่า เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มขึ้นเป็น 35 kW ส่วนจริงของค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาจะมีค่ามากกว่าศูนย์ ซึ่งเป็นกรณีที่ไม่น่าเป็นไปได้ตามเงื่อนไขของสมการที่ (4-5) ที่ระบุไว้ว่า ระบบจะมีเสถียรภาพ ถ้าส่วนจริงของค่าเจาะจงมีค่าน้อยกว่าศูนย์ ดังนั้นที่จุดปฏิบัติงานนี้ ระบบจะขาดเสถียรภาพ ซึ่งตรงกับผลที่ได้จากการวิเคราะห์เสถียรภาพและการตรวจสอบความถูกต้องของการวิเคราะห์เสถียรภาพดังรายละเอียดที่ได้นำเสนอไว้แล้วในหัวข้อที่ 4.2 ในบทที่ 4 ที่ผ่านมา ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้อีกครั้งว่า การขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเกิดขึ้นก่อนค่ากำลังไฟฟ้าปกติของระบบ นั่นคือ $P_{rated} = 60$ kW ซึ่งที่ปกตินี้ ค่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวปกติ ($P_{CPL, rated}$) จะมีค่าเท่ากับ 55 kW และค่าโหลดความต้านทานปกติ ($P_{R_L, rated}$) จะมีค่าเท่ากับ 5 kW เพื่อให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อไปในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าปกติ งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงดำเนินการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาโดยใช้เทคนิคลูปยกเล็ก

เส้นทางเดินของค่าเจาะจงเด่นของระบบในกรณีที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก เมื่อ K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0.22, 0.49, 0.71, 0.88 และ 1.03 แสดงได้ดังรูปที่ 5.6(b) ถึงรูปที่ 5.6(f) ตามลำดับ โดยจากรูปที่ 5.6(b) จะสังเกตได้ว่า เมื่อ $K_{FB} = 0.22$ ค่าเจาะจงเด่นของระบบที่โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเท่ากับ 35 kW ซึ่งเป็นจุดการขาดเสถียรภาพ จะเคลื่อนที่จากทางด้านขวามือมาอยู่ทางด้านซ้ายมือของระนาบเอส นั่นคือ ส่วนจริงของค่าเจาะจงเด่นมีค่าน้อยกว่าศูนย์เป็นไปตามเงื่อนไขของสมการที่ (4-5) ซึ่งหมายถึง การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กที่นำเสนอสามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพได้โดยเพียงแค่เพิ่มค่า K_{FB} จาก 0 เป็น 0.22 แต่อย่างไรก็ตามถ้าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มขึ้นมากกว่า 35 kW เช่น เพิ่มขึ้นเป็น 40 kW ในขณะที่ K_{FB} ยังคงมีค่าเท่าเดิมเท่ากับ 0.22 ระบบจะเกิดการขาดเสถียรภาพได้อีกครั้ง เนื่องจากค่า K_{FB} ดังกล่าวไม่เพียงพอต่อการชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวในการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบ ซึ่งสังเกตได้จากรูปที่ 5.6(b) ที่ค่าเจาะจงเด่นของระบบเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 40 kW ยังคงอยู่ทางด้านขวามือของระนาบเอส เมื่อ $K_{FB} = 0.22$ ดังนั้นเพื่อให้ค่าเจาะจงเด่นของระบบเคลื่อนที่จากทางด้านขวามือมาอยู่ทางด้านซ้ายมือของระนาบเอส นั่นคือ ทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีเสถียรภาพ เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 40 kW K_{FB} จะต้องเพิ่มเป็น 0.49 ดังแสดงในรูปที่ 5.6(c) ในทำนองเดียวกันสำหรับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีค่าเท่ากับ 45 kW, 50 kW และ 55 kW ซึ่งเป็นค่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ปกติ ($P_{CPL, rated}$) K_{FB} จะต้องเพิ่มเป็นเท่ากับ 0.71,

0.88 และ 1.03 ดังแสดงในรูปที่ 5.6(d), รูปที่ 5.6(e) และรูปที่ 5.6(f) ตามลำดับ ถึงจะสามารถทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาามีเสถียรภาพได้

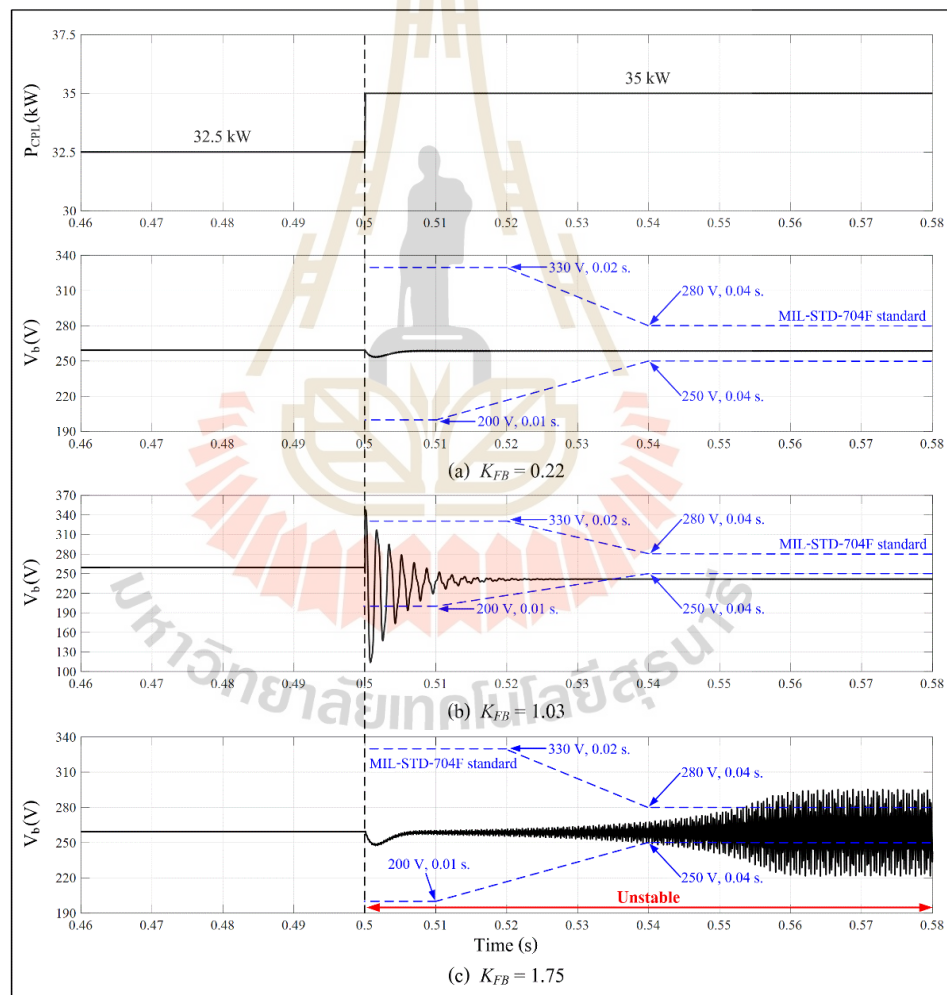


รูปที่ 5.6 ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาที่ใช้สำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ

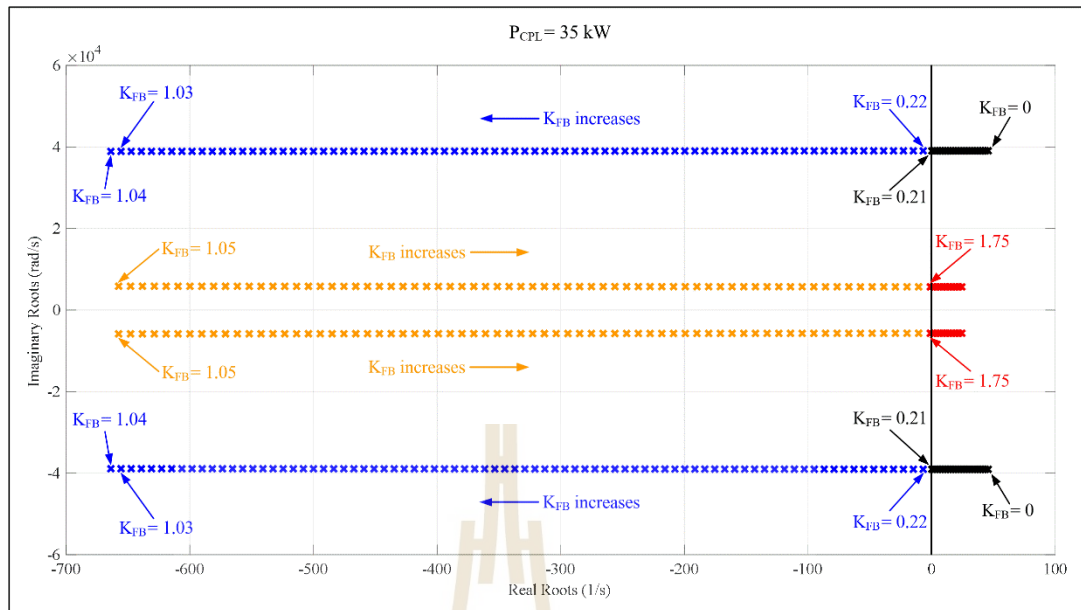
จากผลการวิเคราะห์ที่ได้ดังรูปที่ 5.6 จะพบว่า เมื่อ $K_{FB} = 1.03$ ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาที่โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 35 kW ซึ่งเป็นจุดการขาดเสถียรภาพจนถึงค่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่พิกัด คือ $P_{CPL, rated} = 55$ kW จะอยู่ทางด้านซ้ายมือของระนาบเอสทั้งหมด ซึ่งหมายถึง ค่า $K_{FB} = 1.03$ สามารถใช้สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพเพื่อทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานจนถึงค่ากำลังไฟฟ้าที่พิกัด ($P_{CPL, rated} = 55$ kW) ได้ ดังนั้นเพื่อเป็นการตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์เสถียรภาพและการออกแบบหาค่า K_{FB} ที่ได้ งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงดำเนินการยืนยันผลของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์บนโปรแกรม MATLAB โดยเมื่ออ้างอิงตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ซึ่งเป็นข้อกำหนดที่ผู้ผลิตและออกแบบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินต้องปฏิบัติตามจะพบว่า มาตรฐานดังกล่าวได้เน้นและให้ความสำคัญกับการกำหนดลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงเท่านั้น ดังนั้นการตรวจสอบและยืนยันผลการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะนำเสนอเฉพาะการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) เท่านั้น และจะใช้มาตรฐานดังกล่าวสำหรับอ้างอิงการตรวจสอบผลการศึกษาวิจัยทั้งหมด เช่นเดียวกับการตรวจสอบความถูกต้องของการวิเคราะห์เสถียรภาพดังที่ได้นำเสนอรายละเอียดไว้แล้วในหัวข้อที่ 4.2.2 ในบทที่ 4 ที่ผ่านมา เพื่อให้ผลการศึกษาวิจัยของวิทยานิพนธ์นี้มีความน่าเชื่อถือ

ผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์สำหรับยืนยันการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ซึ่งเป็นผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีการเปลี่ยนแปลงจาก 32.5 kW ไปเป็น 35 kW ซึ่งก็คือ จุดการขาดเสถียรภาพ ที่เวลา 0.5 วินาที แสดงได้ดังรูปที่ 5.7 โดยรูปที่ 5.7(b) ได้กำหนดให้ K_{FB} มีค่าเท่ากับ 1.03 ซึ่งเป็นค่า K_{FB} ที่ผลจากการวิเคราะห์ทางทฤษฎีดังรูปที่ 5.6 แสดงให้เห็นว่า สามารถใช้สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพเพื่อทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานจนถึงค่ากำลังไฟฟ้าที่พิกัดได้ ซึ่งจากรูปที่ 5.7(b) จะพบว่า ค่า $K_{FB} = 1.03$ สามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพ ณ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเท่ากับ 35 kW กลับมามีเสถียรภาพได้ โดยสังเกตได้จากผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงมีการสั่นไหวที่ลดลงจนกระทั่งมีค่าคงที่เมื่อเข้าสู่สภาวะอยู่ตัว แต่อย่างไรก็ตามแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงในสภาวะอยู่ตัวมีค่าเท่ากับ 241.60 V ซึ่งไม่เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ที่ได้กำหนดให้แรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงในสภาวะอยู่ตัวต้องมีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ในขณะที่รูปที่ 5.7(a) ได้กำหนดให้ K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0.22 ซึ่งเป็นค่าน้อยที่สุดที่เริ่มทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพ ณ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเท่ากับ 35 kW กลับมามีเสถียรภาพได้ ตามผลจากการวิเคราะห์ที่ได้ดัง

รูปที่ 5.6(b) โดยจากรูปที่ 5.7(a) จะสังเกตได้ว่า $K_{FB} = 0.22$ สามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพ กลับมามีเสถียรภาพได้ และผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง หลังจากบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคุปยกเล็กเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ทั้งในสถานะชั่วคราวและในสถานะอยู่ตัว ดังนั้นจะเห็นได้ว่า การใช้ $K_{FB} = 0.22$ เพื่อบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 35 kW แรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงจะเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ในขณะที่แรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงจะไม่เป็นไปตามมาตรฐานเมื่อใช้ $K_{FB} = 1.03$ สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบที่โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเท่ากับ 35 kW



รูปที่ 5.7 การยืนยันผลการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์
เมื่อ $P_{CPL} = 35$ kW



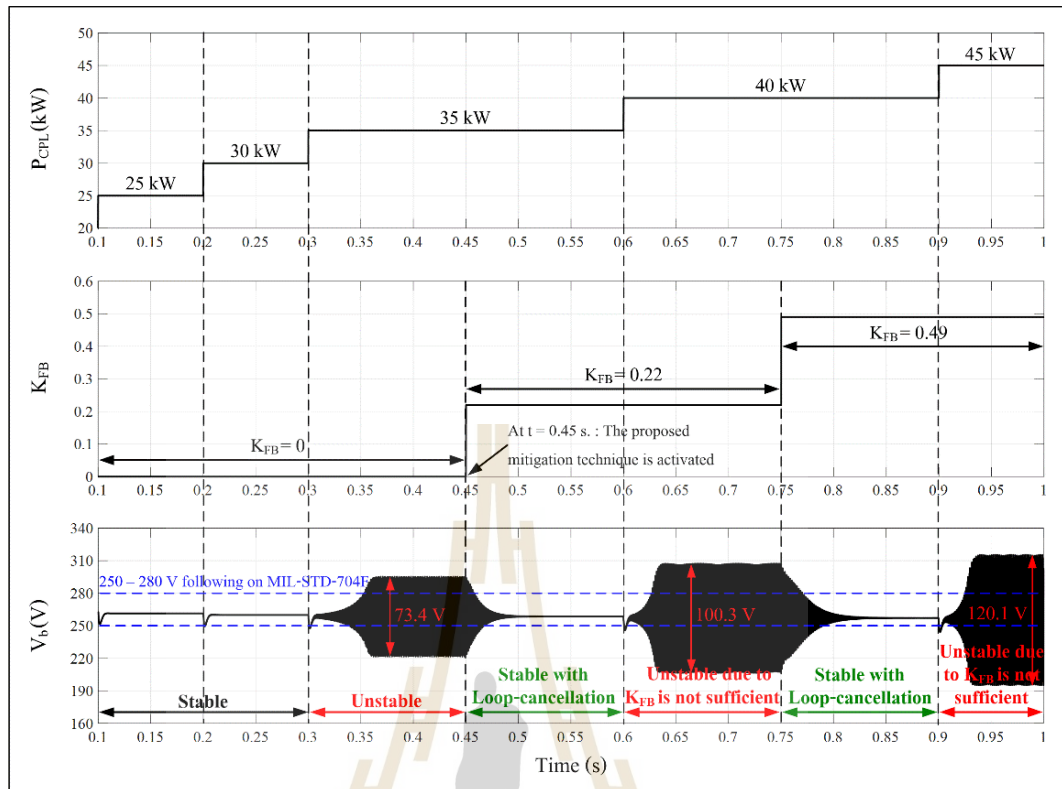
รูปที่ 5.8 ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา ณ $P_{CPL} = 35$ kW เมื่อ K_{FB} มีการเปลี่ยนแปลง

เพื่อเป็นการพิจารณาค่า K_{FB} ที่โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเท่ากับ 35 kW ซึ่งเป็นจุดเริ่มต้นการขาดเสถียรภาพของระบบให้ละเอียดมากยิ่งขึ้น งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงดำเนินการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 35 kW โดยเปลี่ยนแปลงค่า K_{FB} จาก 0 เพิ่มขึ้นครั้งละ 0.01 จนถึง 1.85 ซึ่งจะได้เส้นทางเดินของค่าเจาะจงเด่นที่มีอิทธิพลต่อเสถียรภาพของระบบโดยตรง แสดงได้ดังรูปที่ 5.8 โดยจากรูปจะสังเกตได้ว่า ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 35 kW จะเคลื่อนที่จากทางด้านขวามือมาอยู่ทางด้านซ้ายมือของระนาบเอส นั่นคือ จากระบบที่ขาดเสถียรภาพสามารถกลับมาเสถียรภาพได้ K_{FB} จะต้องมีค่าเพิ่มขึ้นอย่างน้อยเท่ากับ 0.22 และเมื่อ K_{FB} มีค่าเพิ่มมากขึ้นเรื่อย ๆ ค่าเจาะจงเด่นของระบบจะเคลื่อนที่ไปทางด้านซ้ายมือของระนาบเอสมากขึ้นเรื่อย ๆ ตามค่า K_{FB} ที่เพิ่มมากขึ้น จนกระทั่ง K_{FB} มีค่าเท่ากับ 1.05 ค่าเจาะจงเด่นของระบบจะเปลี่ยนตำแหน่งและมีทิศทางเคลื่อนที่เริ่มกลับไปทางด้านขวามือของระนาบเอส และเมื่อ $K_{FB} = 1.75$ จะทำให้ค่าเจาะจงเด่นของระบบกลับมาอยู่ทางด้านขวามือของระนาบเอส ซึ่งหมายถึง จากระบบที่มีเสถียรภาพสามารถเกิดการขาดเสถียรภาพได้ โดยผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ด้วยโปรแกรม MATLAB สำหรับยืนยันผลการวิเคราะห์ในกรณีที่เกิดการขาดเสถียรภาพด้วยค่า $K_{FB} = 1.75$ แต่ส่งผลทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพแสดงได้ดังรูปที่ 5.7(c) ซึ่งจากรูปจะพบว่า เมื่อกำหนดให้ $K_{FB} = 1.75$ และโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีการเปลี่ยนแปลงจาก 32.5 kW ไปเป็น 35 kW ที่เวลา 0.5 วินาที ระบบจะขาดเสถียรภาพ โดยสังเกตได้จากแรงดันไฟฟ้าที่

บัสไฟฟ้ากระแสตรงมีการสั้นไกวเป็นอย่างมาก อีกทั้งยังมีค่าไม่คงที่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ตามที่มาตรฐาน MIL-STD-704F ได้กำหนดไว้

อย่างไรก็ตามการวิเคราะห์เสถียรภาพที่ได้ดำเนินการเพิ่มเติมดังรูปที่ 5.8 แสดงให้เห็นได้เพียงแค่ว่า เมื่อ $K_{FB} = 0.22$ หรือ $K_{FB} = 1.03$ หรือ K_{FB} ที่ค่าอื่น ๆ ใด ๆ ระบบมีเสถียรภาพหรือไม่มีเสถียรภาพเท่านั้น ซึ่งไม่สามารถระบุได้ว่า ที่ค่า $K_{FB} = 0.22$ หรือค่า $K_{FB} = 1.03$ หรือค่า K_{FB} อื่น ๆ ใด ๆ จะทำให้ผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F หรือไม่ แต่จากผลการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นที่อาศัยทฤษฎีบทค่าเจาะจงซึ่งพึ่งพาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้ดังรูปที่ 5.6 และรูปที่ 5.8 ร่วมกับผลจากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ที่ได้ดังรูปที่ 5.7 ก็แสดงให้เห็นว่าค่า $K_{FB} = 0.22$ สามารถบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 35 kW ได้ และผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ในขณะที่ค่า $K_{FB} \geq 1.03$ ไม่เหมาะสมสำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 35 kW เพราะทำให้แรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงไม่เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F หรือทำให้ระบบขาดเสถียรภาพได้ ดังนั้นจึงสามารถสรุปได้ว่า การใช้ K_{FB} ที่มีค่ามากเกินไป รวมถึงการใช้ K_{FB} ที่มีค่าคงที่เพียงแค่ว่าเดียวสำหรับทุก ๆ ค่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ไม่เป็นผลดีต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา เนื่องจากค่า K_{FB} ดังกล่าว อาจส่งผลทำให้แรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงไม่เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F หรืออาจส่งผลทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพได้ ด้วยเหตุนี้งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงเลือกใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอ (sufficiently small) สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา เพื่อหลีกเลี่ยงการไม่เป็นไปตามมาตรฐานของผลการตอบสนองสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงภายหลังการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบ โดยผลการยืนยันการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ ในกรณีที่ใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอสำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบแสดงได้ดังรูปที่ 5.9 ซึ่งจากรูปจะสังเกตได้ว่า การจำลองสถานการณ์เพื่อยืนยันผลของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพได้รับการทดสอบในสภาวะและเงื่อนไขที่สามารถสรุปได้ดังนี้

- ในตอนเริ่มต้น, ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาจะทำงานโดยไม่มี การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก ซึ่ง K_{FB} ถูกกำหนดให้มีค่าเท่ากับศูนย์ และ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) จะมีค่าเพิ่มขึ้นครั้งละ 5 kW



รูปที่ 5.9 การยืนยันผลการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์

- ที่เวลา 0.30 วินาที, โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มขึ้นเท่ากับ 35 kW เมื่ออ้างอิงตามผลการวิเคราะห์ที่ได้ตั้งรูปที่ 5.6(a) พบว่า ระบบจะขาดเสถียรภาพที่จุดปฏิบัติงานนี้ โดยผลจากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ตั้งรูปที่ 5.9 แสดงให้เห็นว่า แรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_o) มีการสั่นไหวเป็นอย่างมากและมีค่าไม่คงที่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ตามที่มาตรฐาน MIL-STD-704F ได้กำหนดไว้ อีกทั้งแรงดันพลั่วในสภาวะอยู่ตัวมีค่าเท่ากับ 73.4 V ซึ่งเกินจากค่าแรงดันพลั่วสูงสุดตามที่มาตรฐานได้กำหนดไว้คือ 6 V ดังนั้นผลที่ได้จากการวิเคราะห์และผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์มีความสอดคล้องกัน ซึ่งเป็นการแสดงให้เห็นว่าระบบไฟฟ้าที่พิจารณาเกิดการขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 35 kW

- ที่เวลา 0.45 วินาที, การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเลิกได้ถูกให้เริ่มต้นการทำงานเพื่อบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบ โดย K_{FB} ถูกกำหนดให้มีค่าเท่ากับ 0.22 ซึ่งเป็นค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอสำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 35 kW ตามผลการวิเคราะห์ที่ได้ตั้งรูปที่ 5.6(b) โดยผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ตั้งรูปที่ 5.9 สอดคล้องกับผลที่ได้จากการวิเคราะห์ ซึ่งแสดงให้เห็นว่า ระบบที่ขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 35 kW สามารถกลับมาเสถียรภาพได้ โดยสังเกต

ได้จากผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงมีการสั้นไกวที่ลดลงจนกระทั่งมีค่าคงที่ในช่วง 250 V ถึง 280 V เมื่อเข้าสู่สภาวะอยู่ตัว ซึ่งเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้ว่า การใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอสำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพ สามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมาเสถียรภาพได้ และผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงหลังจากบรรเทาการขาดเสถียรภาพเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F

- ที่เวลา 0.60 วินาที, โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวถูกเพิ่มค่าขึ้นอีกครั้งให้เท่ากับ 40 kW ในขณะที่ K_{FB} ยังคงมีค่าเท่าเดิมเท่ากับ 0.22 โดยเมื่ออ้างอิงจากผลการวิเคราะห์ที่ได้ดังรูปที่ 5.6(b) จะพบว่า ระบบที่มีเสถียรภาพสามารถเกิดการขาดเสถียรภาพได้อีกครั้ง เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มขึ้นเป็น 40 kW เนื่องจากค่า K_{FB} ไม่เพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบ ผลจากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ที่ได้ดังรูปที่ 5.9 สอดคล้องกับผลที่ได้จากการวิเคราะห์ นั่นคือ จากระบบที่มีเสถียรภาพสามารถเกิดการขาดเสถียรภาพได้อีกครั้งเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มขึ้นเท่ากับ 40 kW โดยสังเกตได้จาก การสั้นไกวของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงที่มีขนาดใหญ่ถึง 100.3 V ซึ่งมีขนาดเกินจากค่าตามมาตรฐาน MIL-STD-704F เป็นอย่างมาก ดังนั้นหากต้องการให้ระบบมีเสถียรภาพที่จุดปฏิบัติงานนี้ ($P_{CPL} = 40$ kW) K_{FB} จะต้องมีค่าเพิ่มมากขึ้นเพื่อให้เพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ

- ที่เวลา 0.75 วินาที, K_{FB} ถูกกำหนดให้มีค่าเพิ่มขึ้นเท่ากับ 0.49 ตามผลที่ได้จากการวิเคราะห์ดังรูปที่ 5.6(c) ซึ่งระบุไว้ว่า $K_{FB} = 0.49$ นี้เป็นค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอสำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 40 kW โดยผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ดังรูปที่ 5.9 แสดงให้เห็นว่า การตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงมีการสั้นไกวที่ลดลงจนกระทั่งมีค่าคงที่ในช่วง 250 V ถึง 280 V เมื่อเข้าสู่สภาวะอยู่ตัว ซึ่งเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F เมื่อได้กำหนดให้ $K_{FB} = 0.49$ ดังนั้นผลที่ได้จากการวิเคราะห์และผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์มีความสอดคล้องกัน นั่นคือ ระบบจะมีเสถียรภาพที่ค่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเท่ากับ 40 kW K_{FB} ต้องมีค่าเพิ่มขึ้นเป็น 0.49 เพราะฉะนั้นจะเห็นได้ว่า ถ้าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มมากขึ้น K_{FB} จะต้องมีค่าเพิ่มมากขึ้นอย่างเหมาะสม เพื่อให้เพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ

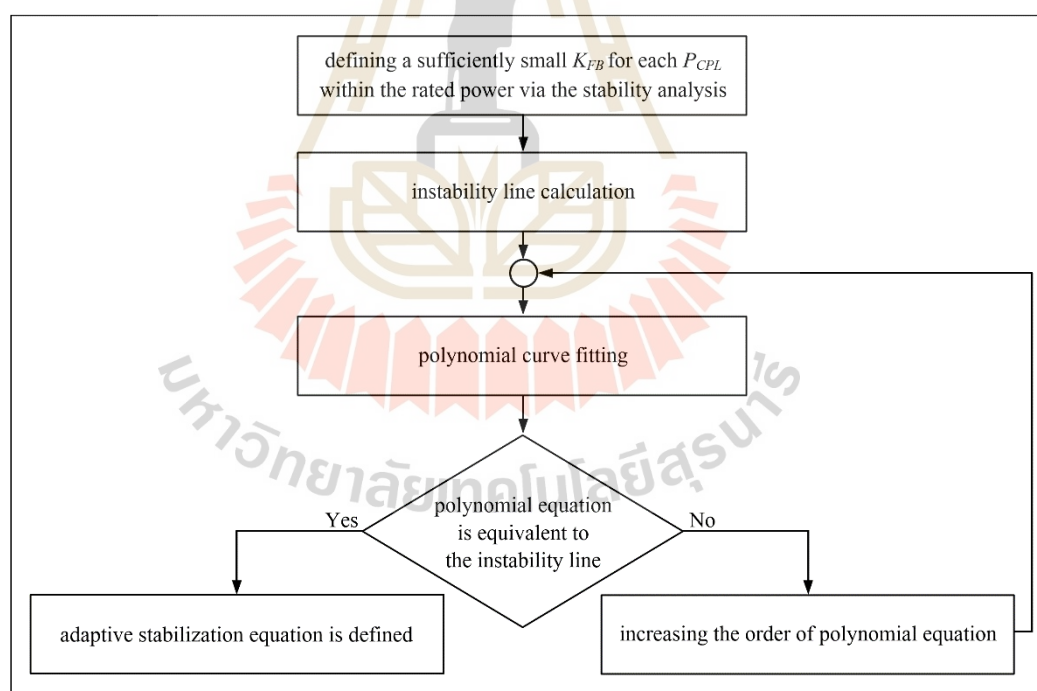
- ในตอนสุดท้ายที่เวลา 0.9 วินาที, โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวถูกเพิ่มค่าขึ้นอีกครั้งให้เท่ากับ 45 kW ในขณะที่ K_{FB} ยังคงมีค่าเท่าเดิมเท่ากับ 0.49 ซึ่งเมื่ออ้างอิงตามผลการวิเคราะห์ที่ได้ดังรูปที่ 5.6(c) พบว่า ระบบจะเกิดการขาดเสถียรภาพได้อีกครั้ง เนื่องจากค่า K_{FB} ไม่เพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบ โดยผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ดังรูปที่ 5.9 สอดคล้องกับผลที่ได้จากการวิเคราะห์ ซึ่งแสดงให้เห็นว่า ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพ

สังเกตได้จากผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงมีแรงดันพลั่วในสถานะ- อยู่ตัวที่ไม่เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F โดยมีการสั่นไหวเป็นอย่างมาก ซึ่งมีขนาดมากถึง 120.1 V เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มขึ้นเป็น 45 kW ในขณะที่ K_{FB} ถูกกำหนดให้มีค่าคงที่ เท่ากับ 0.49 โดยหากต้องการทำให้ระบบมีเสถียรภาพที่จุดปฏิบัติงานนี้ ($P_{CPL} = 45$ kW) K_{FB} จะต้อง มีค่าเพิ่มขึ้นเท่ากับ 0.71 ดังผลที่ได้จากการวิเคราะห์ในรูปที่ 5.6(d) ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันข้อสรุปที่ ได้กล่าวไปข้างต้นว่า ถ้าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มมากขึ้น K_{FB} จะต้องเพิ่มมากขึ้น อย่างเหมาะสมด้วยเช่นกัน เพื่อให้เพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพและสามารถรักษา เสถียรภาพของระบบได้

ดังนั้นจากการดำเนินการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ดังรายละเอียดทั้งหมดที่ได้อธิบายไว้ในหัวข้อที่ 5.2 นี้จะสามารถสรุปได้ว่า การบรรเทาการขาด เสถียรภาพของระบบโดยใช้วิธีการป้องกันแบบไม่เป็นเชิงเส้นที่อาศัยเทคนิคคลุยกเล็ก ด้วยค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอ สามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งทำให้ ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพได้ และผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้า ที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงหลังจากบรรเทาการขาดเสถียรภาพก็เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F แต่อย่างไรก็ตามการใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอสำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบ ถ้าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มสูงขึ้น ในขณะที่ K_{FB} ยังคงมีค่าคงที่และมีค่าเท่าเดิม ระบบจะ เกิดการขาดเสถียรภาพได้อีกครั้ง เนื่องจากค่า K_{FB} ไม่เพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ดังนั้นถ้าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มมากขึ้น K_{FB} จะต้องเพิ่มมากขึ้นอย่างเหมาะสมด้วย เช่นกัน เพื่อให้เพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพและสามารถรักษาเสถียรภาพของระบบได้ โดยหากต้องการให้ระบบมีเสถียรภาพตลอดการทำงานภายใต้เงื่อนไขของค่าพิกัดกำลังจึง จำเป็นที่จะต้องดำเนินการออกแบบหาค่า K_{FB} ใหม่สำหรับจุดปฏิบัติงานที่โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว มีค่าเพิ่มสูงขึ้นและสำหรับทุก ๆ จุดปฏิบัติงานของระบบ ซึ่งมีความยุ่งยากและซับซ้อน ในทางปฏิบัติ ด้วยเหตุนี้งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงต่อยอดและพัฒนาการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ไปสู่การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว เพื่อให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาสามารถ ทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้ โดยการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่น่าเสนอจะเป็นการประยุกต์ใช้วิธีการบรรเทาการขาด เสถียรภาพที่อาศัยเทคนิคคลุยกเล็กร่วมกับการใช้สมการอย่างง่ายของค่า K_{FB} ที่แปรเปลี่ยนค่าได้ ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่มีการเปลี่ยนแปลง ซึ่งการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา พร้อมทั้งการยืนยันผลด้วยการจำลองสถานการณ์ บนคอมพิวเตอร์สามารถแสดงรายละเอียดได้ดังหัวข้อที่ 5.3 ดังนี้

5.3 การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามมากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและแบตเตอรี่ ดังแสดงในรูปที่ 3.1 ในบทที่ 3 งานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้ประยุกต์ใช้วิธีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่อาศัยเทคนิคคู่ยกเล็กร่วมกับการใช้สมการอย่างง่ายที่สามารถคำนวณค่าอัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคคู่ยกเล็ก (K_{FB}) ที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่มีการเปลี่ยนแปลง ซึ่งจะเรียกสมการดังกล่าวว่า สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว (adaptive stabilization equation) สำหรับการกำหนดสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ใช้การหาสมการโพลิโนเมียลที่อาศัยเส้นแนวโน้มการขาดเสถียรภาพหรือเส้นอเสถียรภาพจากการวิเคราะห์เสถียรภาพผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีคิวดังสมการที่ (5-14) ซึ่งมีขั้นตอนที่สามารถแสดงเป็นแผนภาพได้ดังรูปที่ 5.10 ดังนี้



รูปที่ 5.10 แผนภาพการกำหนดสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว

จากแผนภาพในรูปที่ 5.10 จะพบว่า การกำหนดสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ประกอบด้วย 3 ขั้นตอนหลัก คือ

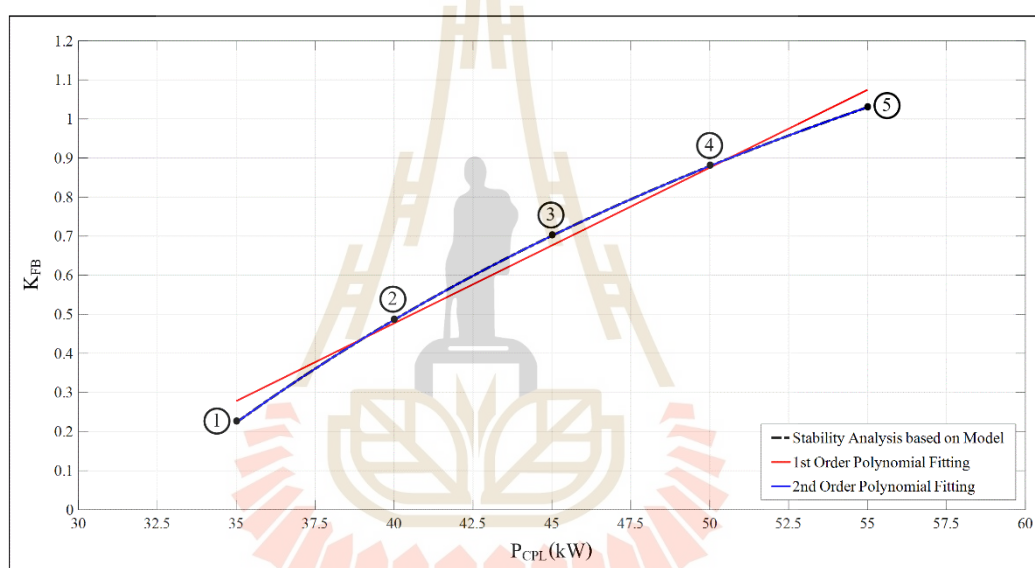
ขั้นตอนที่ 1 : การหาค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอ (sufficiently small) สำหรับทุก ๆ ค่าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) จากจุดเริ่มต้นการขาดเสถียรภาพจนถึงค่ากำลังไฟฟ้าพิกัดของระบบ โดยใช้การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบดังสมการที่ (5-14) และเมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ดังสมการที่ (5-15) ซึ่งวิธีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่นำเสนอได้อาศัยการใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอสำหรับแต่ละค่าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว นั้นเป็นเพราะว่า ค่า K_{FB} ดังกล่าวสามารถใช้บรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบโดยที่ผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้ ตามผลการศึกษาวิจัยที่ได้รับการอธิบายไว้แล้วในหัวข้อที่ 5.2.3

ขั้นตอนที่ 2 : การสร้างเส้นอเสถียรภาพ (instability line) จากผลการวิเคราะห์เสถียรภาพที่ได้ในขั้นตอนที่ 1 เพื่อนำไปใช้สำหรับการหาสมการโพลิโนเมียลในขั้นตอนถัดไป

ขั้นตอนที่ 3 : การหาสมการโพลิโนเมียลด้วยการเลือกเส้นกราฟที่เหมาะสม (polynomial curve fitting) โดยอาศัยคำสั่ง “polyfit” ของโปรแกรม MATLAB ซึ่งจะดำเนินการโดยเพิ่มอันดับ (order) ของสมการโพลิโนเมียลไปเรื่อย ๆ จนกระทั่งสมการโพลิโนเมียลเทียบเท่ากับเส้นอเสถียรภาพที่สร้างได้ในขั้นตอนที่ 2 ก็จะได้ สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

ดังนั้นจากแผนภาพในรูปที่ 5.10 และขั้นตอนที่ได้อธิบายข้างต้น จะสามารถเขียนเป็นโปรแกรมสำหรับการกำหนดสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ซึ่งเป็นการคำนวณเชิงตัวเลข (numerical computation) ด้วย m-file บนโปรแกรม MATLAB ได้ โดยรายละเอียดของโปรแกรมสามารถดูได้จากภาคผนวก ง. เมื่อกำหนดให้พารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาเป็นดังตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ในบทที่ 3 ดังนั้นเมื่อสิ้นสุดการทำงานของโปรแกรม จะได้ผลการหาสมการโพลิโนเมียลสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาแสดงได้ดังรูปที่ 5.11 ซึ่งจากรูปจะสังเกตเห็นได้ว่า เส้นประสีดำคือเส้นอเสถียรภาพ ซึ่งสร้างได้จากผลการวิเคราะห์เสถียรภาพที่ได้ดำเนินการวิเคราะห์จากจุดเริ่มต้นการขาดเสถียรภาพของระบบ นั่นคือ เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับ 35 kW จนถึงค่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่พิกัด คือ $P_{CPL, rated} = 55$ kW โดยจุด ① ถึงจุด ⑤ ซึ่งเป็นผลที่ได้จากการวิเคราะห์และออกแบบหาค่า K_{FB} ที่ได้ดำเนินการวิเคราะห์ไปแล้วในหัวข้อที่ 5.2.3 ดังที่ปรากฏอยู่ในรูปที่ 5.6 ก็ได้รับการกำหนดและปรากฏอยู่บนเส้นอเสถียรภาพที่สร้างได้นี้ด้วยเช่นกัน เพราะ K_{FB} ที่ได้มีค่าที่ตรงกัน ในขณะที่เส้นสีแดงและเส้นสีน้ำเงินในรูปที่ 5.11 คือ เส้นกราฟที่ได้มาจากการหาสมการโพลิโนเมียลอันดับหนึ่ง (first-order) และอันดับสอง (second-order) ด้วยคำสั่ง “polyfit” ของโปรแกรม MATLAB ตามลำดับ โดยจะพบว่า เส้นกราฟสีน้ำเงินซึ่งได้จาก

สมการโพลีโนเมียลอันดับสองมีความถูกต้องแม่นยำและเทียบเท่ากับเส้นอเสถียรภาพ มากกว่าเส้นกราฟสี่เหลี่ยมที่ได้จากสมการโพลีโนเมียลอันดับหนึ่ง ดังนั้นสมการโพลีโนเมียลอันดับสองที่กำหนดได้ดังแสดงในสมการที่ (5-16) จะถูกใช้เป็นสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ซึ่งจากสมการที่ (5-16) จะพบว่า ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอสามารถแปรเปลี่ยนค่าได้อย่างเหมาะสมตามระดับของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีการเปลี่ยนแปลง เพื่อให้สามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวและรักษาให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้

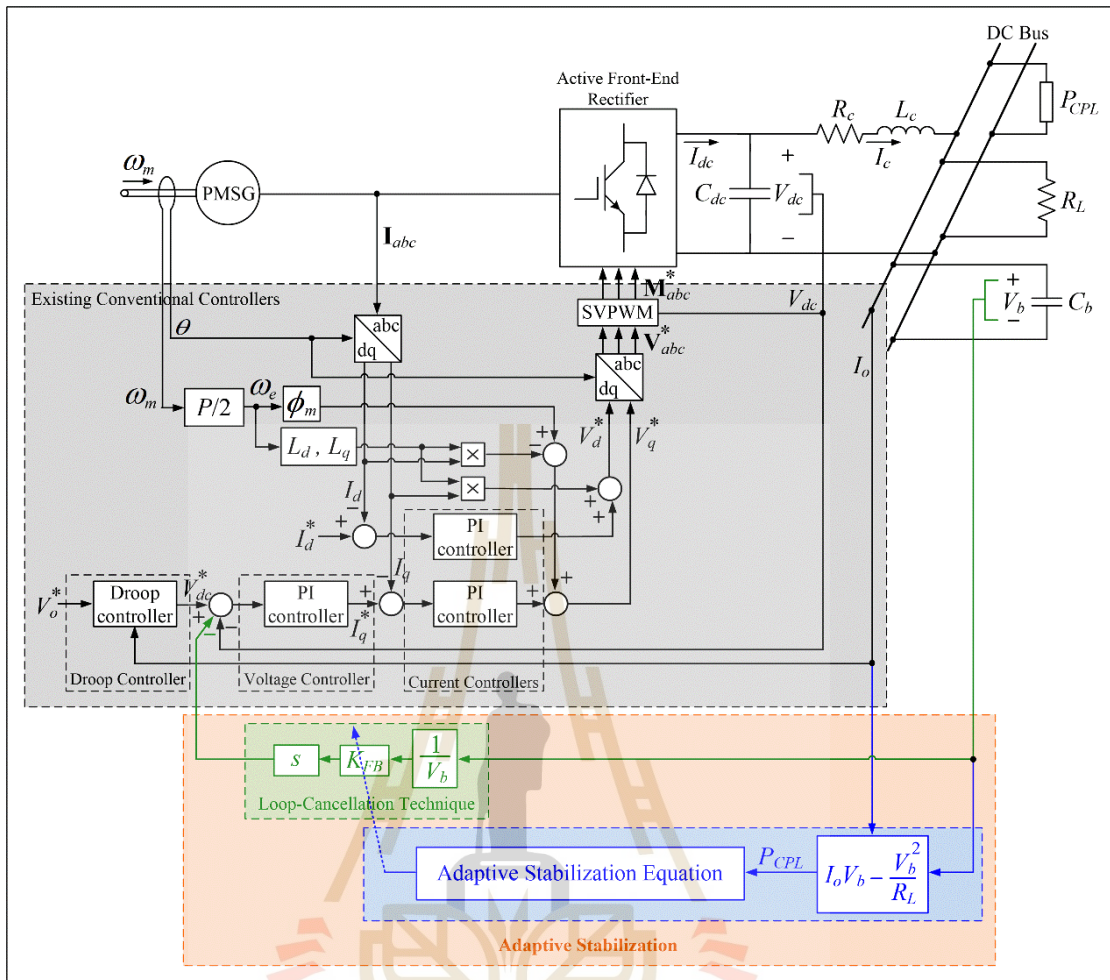


รูปที่ 5.11 การหาสมการโพลีโนเมียลด้วยการเลือกเส้นกราฟที่เหมาะสมของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา

$$K_{FB} = (-7.461 \times 10^{-10}) P_{CPL}^2 + (1.069 \times 10^{-10}) P_{CPL} - 2.589 \quad (5-16)$$

$$\text{เมื่อ} \quad P_{CPL} = I_o V_b - \frac{V_b^2}{R_L} \quad (5-17)$$

ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงแบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว เมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อาศัยเทคนิคลูบยกเล็กร่วมกับสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังสมการที่ (5-16) แสดงได้ดังรูปที่ 5.12 ดังนี้

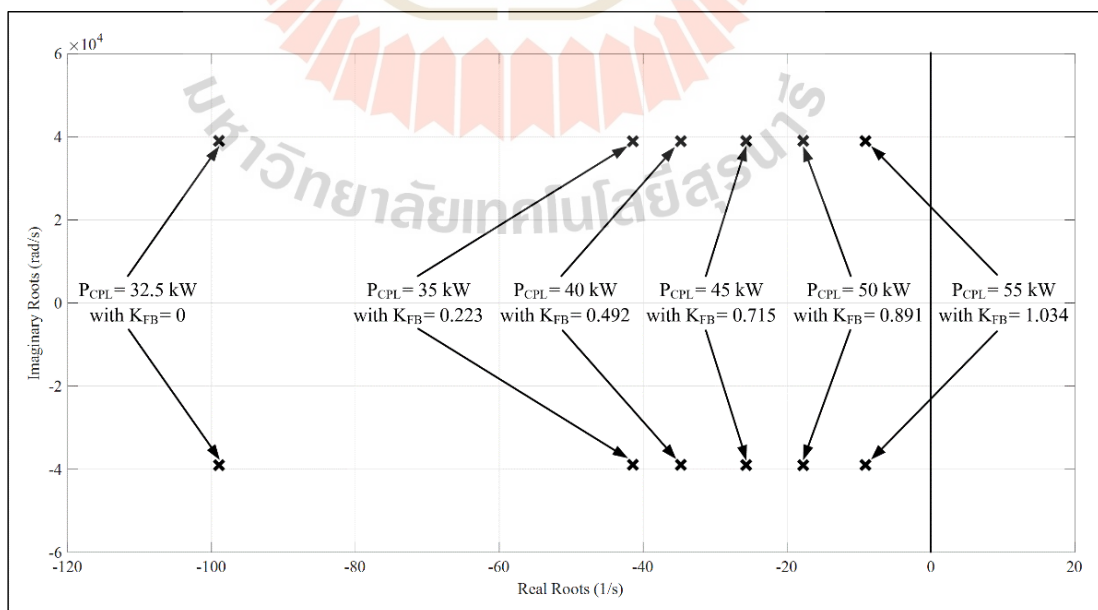


รูปที่ 5.12 ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว

จากรูปที่ 5.12 จะสังเกตได้ว่า วิธีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์แสดงได้ดังพื้นที่สีส้ม ประกอบด้วย ส่วนของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเลิกที่สีเขียว และส่วนของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังพื้นที่สีฟ้า ซึ่งทำหน้าที่ปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคลูปยกเลิก (K_{FB}) ตามการเปลี่ยนแปลงของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) ด้วยสมการที่ (5-16) โดยที่ค่าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวสำหรับการปรับเปลี่ยนค่า K_{FB} สามารถคำนวณได้จากกระแสไฟฟ้าของโหลดทั้งหมด (I_o) และแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ตามสมการที่ (5-17) ซึ่งทั้งค่า I_o และค่า V_b ได้มาจากตัวตรวจวัดกระแสไฟฟ้าและตัวตรวจวัดแรงดันไฟฟ้าที่มีอยู่แล้วของระบบ ในขณะที่ R_L คือค่าความต้านทานของโหลด ซึ่งถูกกำหนดให้มีค่าคงที่ดังตารางที่ 3.1 ในบทที่ 3 ดังนั้นเมื่อระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการที่นำเสนอ

K_{FB} จะแปรเปลี่ยนค่าได้อย่างเหมาะสมตามการเปลี่ยนแปลงของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งจะทำให้สามารถกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพได้อย่างสมบูรณ์ ระบบจึงมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด

การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว เพื่อเป็นการตรวจสอบว่าค่า K_{FB} ที่คำนวณได้จากสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังสมการที่ (5-16) สามารถใช้กำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้อย่างสมบูรณ์ และรับประกันได้ว่าระบบสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด งานวิจัยวิทยานิพนธ์จะดำเนินการเช่นเดียวกับการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบในกรณีที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพดังที่ได้อธิบายรายละเอียดไว้แล้ว ในหัวข้อที่ 5.2.3 นั่นคือ การวิเคราะห์เสถียรภาพจะใช้วิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบซึ่งพิสูจน์หาได้ด้วยวิธีตีควดดังสมการที่ (5-14) และค่าเจาะจงที่สามารถคำนวณได้จากเมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ดังสมการที่ (5-15) ดังนั้นเมื่อกำหนดให้พารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาดังตารางที่ 3.1 และตารางที่ 3.2 ในบทที่ 3 จะได้เส้นทางเดินของค่าเจาะจงเด่นของระบบ เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าตั้งแต่ 32.5 kW จนถึง 55 kW ในขณะที่ค่า K_{FB} มีการเปลี่ยนแปลงตามระดับของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวด้วยสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังสมการที่ (5-16) แสดงได้ดังรูปที่ 5.13 ดังนี้

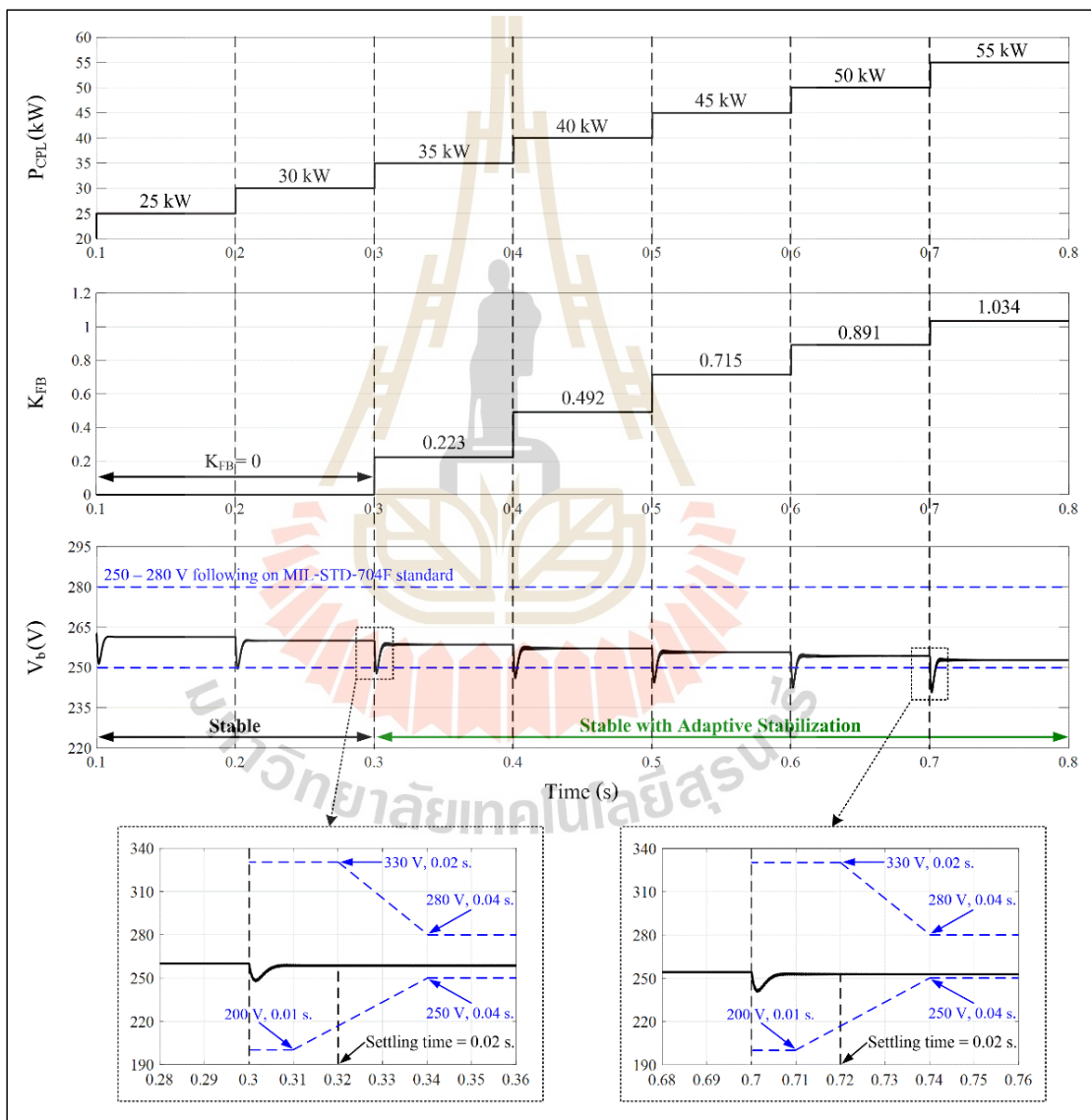


รูปที่ 5.13 ค่าเจาะจงเด่นของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว

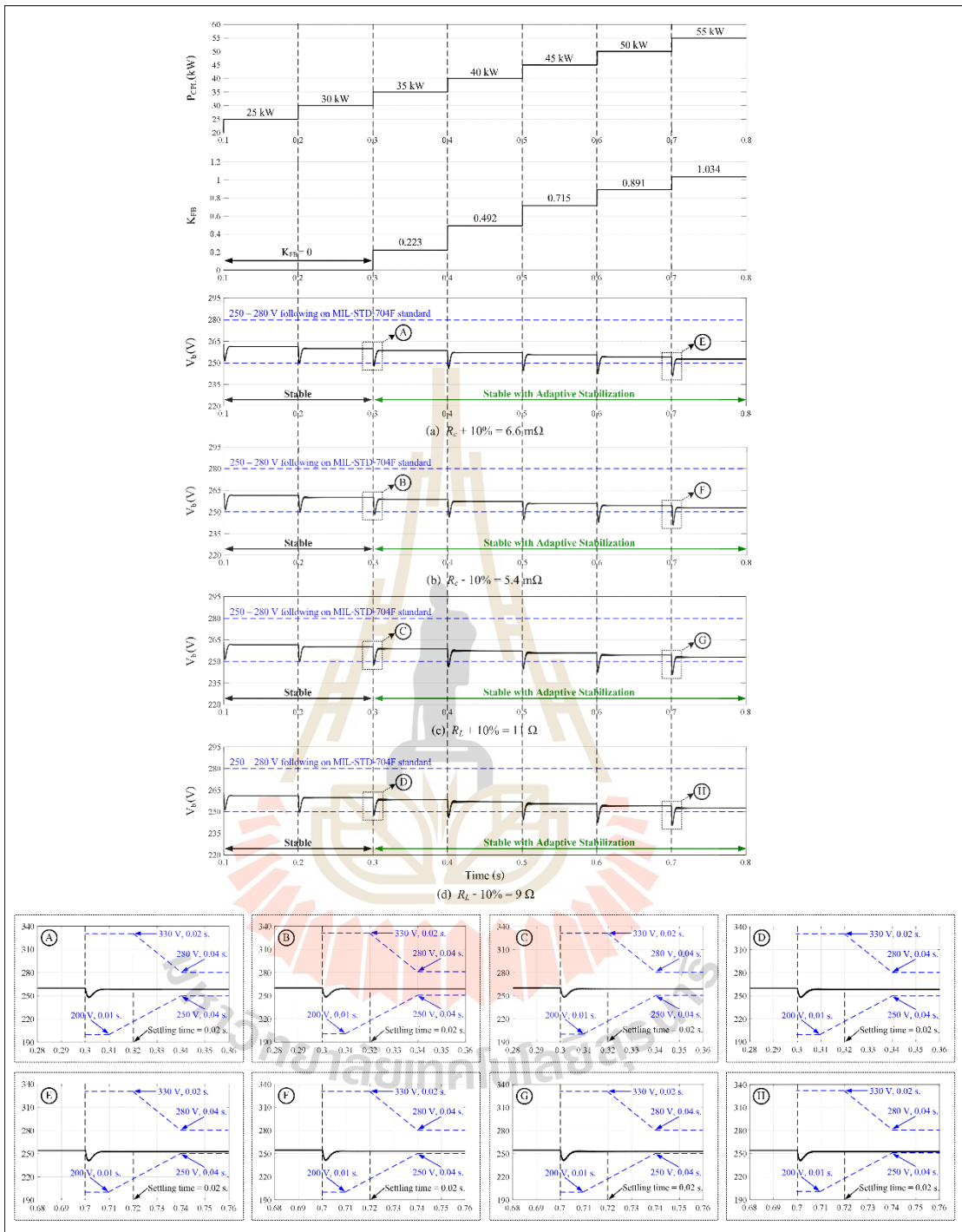
จากรูปที่ 5.13 จะพบว่า เมื่อ K_{FB} มีค่าแปรเปลี่ยนไปตามระดับของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ตามสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังสมการที่ (5-16) โดย K_{FB} จะมีค่าค่อย ๆ เพิ่มมากขึ้น จนกระทั่งมีค่าเท่ากับ 1.034 ที่ค่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวพิกัด นั่นคือ $P_{CPL, rated} = 55$ kW จะทำให้ ส่วนจริงของค่าเจาะจงเด่นของระบบภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดมีค่าน้อยกว่าศูนย์ หมายถึง ค่าเจาะจงเด่นของระบบจะอยู่ทางด้านซ้ายมือของระนาบเอสเสมอ ซึ่งเป็นไปตามเงื่อนไขของสมการที่ (4-5) ในบทที่ 4 ที่ระบุไว้ว่า ระบบจะมีเสถียรภาพ ถ้าส่วนจริงของค่าเจาะจงมีค่าน้อยกว่าศูนย์ ดังนั้นจึงเป็นการแสดงให้เห็นว่า K_{FB} ที่คำนวณได้จากสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังสมการที่ (5-16) มีค่าที่แปรเปลี่ยนได้อย่างเหมาะสมตามการเปลี่ยนแปลงของ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งทำให้สามารถกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพได้อย่างสมบูรณ์ ด้วยเหตุนี้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาจึงมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด

การตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์ที่ได้ตั้งข้างต้น และการยืนยันผลของการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ในงานวิจัยวิทยานิพนธ์อาศัยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ โดยใช้ชุดบล็อกไฟฟ้ากำลัง ร่วมกับ SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB ซึ่งชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวสามารถดูได้จากภาคผนวก ค. สำหรับการตรวจสอบและยืนยันผลของการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาจะนำเสนอเฉพาะผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) เท่านั้น เนื่องจากได้อ้างอิงมาตรฐาน MIL-STD-704F เช่นเดียวกันกับการยืนยันผลของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่ได้รับการอธิบายไว้แล้วในหัวข้อที่ 5.2.3 ซึ่งผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์สำหรับยืนยันการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาแสดงได้ดังรูปที่ 5.14 โดยจากรูปจะพบว่า เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเพิ่มมากขึ้น ในขณะที่ K_{FB} มีการปรับเปลี่ยนค่าเพิ่มขึ้นได้อย่างเหมาะสมตามระดับของ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวโดยอาศัยสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังสมการที่ (5-16) ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด คือ $P_{CPL, rated} = 55$ kW ซึ่งสังเกตได้จากผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ในสภาวะอยู่ตัวมีค่าคงที่และมีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ซึ่งเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F อีกทั้งจะสังเกตได้จากส่วนขยายของรูปที่ 5.14 ได้อีกว่า ผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงในสภาวะชั่วคราวมีขนาดไม่น้อยกว่า 200 V และไม่พุ่งเกิน 330 V โดยมีเวลาเข้าที่เท่ากับ 0.02 วินาที ซึ่งมีค่าไม่เกิน 0.04 วินาที เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ดังนั้นผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์สอดคล้องกับ

ผลที่ได้จากการวิเคราะห์ดังรูปที่ 5.13 ซึ่งเป็นการยืนยันได้ว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการที่นำเสนอ สามารถกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้อย่างสมบูรณ์ ซึ่งทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้ และผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงทั้งในสถานะชั่วคราวและในสถานะอยู่ตัวภายหลังจากการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวก็เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F



รูปที่ 5.14 การยืนยันผลการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์



รูปที่ 5.15 การยืนยันความคงทนของวิธีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยการจำลองสถานการณ์

โดยทั่วไปในทางปฏิบัติ ค่าพารามิเตอร์ของระบบบางครั้งอาจมีการเปลี่ยนแปลงได้ โดยเฉพาะอย่างยิ่งค่าความต้านทานที่มักจะมีค่าไม่คงที่ โดยจะมีค่าที่เปลี่ยนแปลงไปตามอุณหภูมิ

สำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา การเปลี่ยนแปลงของค่าความต้านทานในระบบ จะส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพ ดังที่ได้ดำเนินการวิเคราะห์และอธิบายรายละเอียดไว้ในหัวข้อที่ 4.3 ในบทที่ 4 ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้ดำเนินการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ในกรณีที่ ค่าความต้านทานในระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา นั่นคือ ค่าความต้านทานของ สายส่งกำลังไฟฟ้ากระแสตรง (R_c) และค่าความต้านทานของโหลด (R_L) มีการเปลี่ยนแปลง ในขณะที่การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบยังคงอาศัยสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ที่กำหนดได้ดังสมการที่ (5-16) เพื่อเป็นการยืนยันและแสดงให้เห็นว่า วิธีการสร้างเสถียรภาพ เชิงปรับตัวที่นำเสนอมีความคงทน (robustness) ต่อการเปลี่ยนแปลงของค่าพารามิเตอร์ โดยผลที่ได้ จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ เมื่อ R_c และ R_L มีค่าที่เปลี่ยนแปลงเป็น $R_c + 10\% = 6.6 \text{ m}\Omega$, $R_c - 10\% = 5.4 \text{ m}\Omega$, $R_L + 10\% = 11 \Omega$ และ $R_L - 10\% = 9 \Omega$ แสดงได้ ดังรูปที่ 5.15(a) ถึงรูปที่ 5.15(d) ตามลำดับ ซึ่งจากรูปที่ 5.15 จะสังเกตเห็นได้ว่า ถึงแม้ว่า ค่าความต้านทานของสายส่งกำลังไฟฟ้ากระแสตรง (R_c) หรือค่าความต้านทานของโหลด (R_L) มีการเปลี่ยนแปลงในช่วง $\pm 10\%$ การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อาศัยสมการสร้างเสถียรภาพ เชิงปรับตัวซึ่งกำหนดได้ดังสมการที่ (5-16) ยังคงสามารถรักษาให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ พิจารณามีเสถียรภาพตลอดช่วงการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้ อีกทั้ง ผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ทั้งในสภาวะชั่วครู่และในสภาวะอยู่ตัว หลังจากการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F อีกด้วย ดังนั้นจึงเป็น การยืนยันได้ว่า วิธีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่นำเสนอมีความคงทนต่อการเปลี่ยนแปลง ค่าพารามิเตอร์ของระบบ

จากผลการศึกษาวิจัยที่ได้ดำเนินการทั้งหมดในบทที่ 5 สามารถสรุปได้ว่า โดยปกติ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเมื่อไม่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว จะเกิดการขาด เสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับ 35 kW ซึ่งการขาดเสถียรภาพเกิดขึ้นก่อน ค่ากำลังไฟฟ้าพิกัดของระบบ นั่นคือ $P_{CPL, rated} = 55 \text{ kW}$ ส่งผลทำให้ระบบไม่สามารถทำงานต่อได้ ในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด เนื่องจากแรงดันไฟฟ้าที่ บัสไฟฟ้ากระแสตรงมีการสั่นไหวเป็นอย่างมากและมีค่าไม่เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F แต่อย่างไรก็ตามเมื่อระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วย วิธีการที่นำเสนอ ซึ่งเป็นการประยุกต์ใช้เทคนิคลูปยกเล็กร่วมกับสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ที่สามารถคำนวณหาค่าอัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคลูปยกเล็ก (K_{FB}) ที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตาม ระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่มีการเปลี่ยนแปลง โดยสมการดังกล่าวได้มาจากการหา สมการโพลีโนเมียลที่อาศัยเสนอเสถียรภาพจากการวิเคราะห์เสถียรภาพผ่านแบบจำลอง ทางคณิตศาสตร์ของระบบที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีดีคิวก ผลการขาดเสถียรภาพของระบบ

อันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้ถูกจำกัดอย่างสมบูรณ์ ด้วยเหตุนี้จึงทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาจากภายนอกจะไม่เกิดการขาดเสถียรภาพแล้ว ยังสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด $P_{CPL, rated} = 55 \text{ kW}$ ได้ โดยที่ผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงทั้งในสถานะชั่วคราวและในสถานะอยู่ตัว หลังจากการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวก็เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้ว่า วิธีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์เป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพ ซึ่งสามารถใช้เพื่อรับประกันการทำงานที่มีเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระแสตรงในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้นได้ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยการต่อยอดพัฒนาและประยุกต์ใช้การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กร่วมกับการใช้สมการอย่างง่ายของอัตราขยายป้อนกลับที่แปรเปลี่ยนค่าได้ ตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันยังไม่มีงานวิจัยที่ตีพิมพ์เผยแพร่ใด ๆ ดำเนินการในลักษณะนี้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ดังนั้นการดำเนินการในลักษณะดังกล่าวจึงเป็นจุดเด่นอีกข้อหนึ่งของงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้

5.4 สรุป

ในบทที่ 5 เป็นการนำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว โดยได้เริ่มต้นจากการนำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาด้วยวิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นที่อาศัยเทคนิคลูปยกเล็ก ซึ่งทฤษฎีพื้นฐานเกี่ยวกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กและการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีดีคิ๋วของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาเมื่อมีเทคนิคลูปยกเล็กได้รับการนำเสนอรายละเอียดไว้ในส่วนที่เหมาะสมของบทที่ 5 นี้ด้วยเช่นกัน ผลที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎีที่ใช้การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบซึ่งพิสูจน์ได้จากวิธีดีคิ๋ว มีความสอดคล้องกับผลที่ได้จากการตรวจสอบและยืนยันเสถียรภาพของระบบด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ ซึ่งแสดงให้เห็นว่า การบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาด้วยการใช้อัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคลูปยกเล็ก (K_{FB}) ที่มีค่ามากเกินไป ส่งผลทำให้แรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงหลังจากการบรรเทาการขาดเสถียรภาพไม่เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F หรือในกรณีเลวร้ายที่สุดอาจส่งผลทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพได้ ในขณะที่การใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอในการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ นอกจากจะสามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมาเสถียรภาพได้แล้ว แรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงหลังจากบรรเทาการขาดเสถียรภาพก็เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ด้วยเหตุนี้

ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอจึงถูกเลือกใช้ในการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา แต่อย่างไรก็ตามการใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอสำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพ หากต้องการให้ระบบมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด ค่า K_{FB} ดังกล่าวจำเป็นที่จะต้องมามีค่าที่แปรเปลี่ยนได้อย่างเหมาะสมตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่มีการเปลี่ยนแปลง เพื่อให้มีค่าที่เพียงพอและเหมาะสมสำหรับการชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้ ซึ่งการวิเคราะห์และออกแบบหาค่า K_{FB} สำหรับทุก ๆ จุดปฏิบัติงานของระบบ จะมีความซับซ้อนและยุ่งยากในแง่ของการใช้งานในทางปฏิบัติ ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงนำเสนอการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว เพื่อให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้ โดยการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวเป็นการต่อยอดพัฒนาและประยุกต์ใช้การบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่อาศัยเทคนิคคลุยกเลิกร่วมกับการใช้สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ซึ่งเป็นสมการอย่างง่ายที่สามารถคำนวณหาค่า K_{FB} ที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่มีการเปลี่ยนแปลง โดยสมการดังกล่าวได้มาจากการหาสมการโพลีโนเมียลที่อาศัยเส้นอเสถียรภาพจากการวิเคราะห์เสถียรภาพผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีดีคิ่ว ซึ่งผลที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎีและผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์มีความสอดคล้องกัน โดยแสดงให้เห็นและยืนยันได้ว่าการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการที่นำเสนอสามารถทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้ และผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัวภายหลังจากการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวก็เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F อีกทั้งวิธีการดังกล่าวยังมีความคงทนต่อการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบในช่วง $\pm 10\%$ ดังนั้นวิธีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จึงเป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพ ซึ่งสามารถใช้เพื่อรับประกันการทำงานที่มีเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระแสตรงในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้นได้ อย่างไรก็ตามการยืนยันผลการศึกษารวบรวมจากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เพียงอย่างเดียวอาจมีความน่าเชื่อถือไม่มากนัก ดังนั้นเพื่อเป็นการเพิ่มความน่าเชื่อถือของผลการศึกษารวบรวมให้มากยิ่งขึ้น และโดยเฉพาะอย่างยิ่งเพื่อเป็นการยืนยันว่า วิธีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่นำเสนอสามารถนำไปใช้งานได้จริงในทางปฏิบัติงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงดำเนินการสร้างชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาสำหรับใช้ยืนยันผลการศึกษารวบรวมทั้งหมดของวิทยานิพนธ์ โดยการสร้างชุดทดสอบ รวมถึงการยืนยันผลของการศึกษารวบรวมด้วยผลที่ได้จากชุดทดสอบจะได้รับการนำเสนอรายละเอียดไว้ในบทที่ 6 ต่อไป

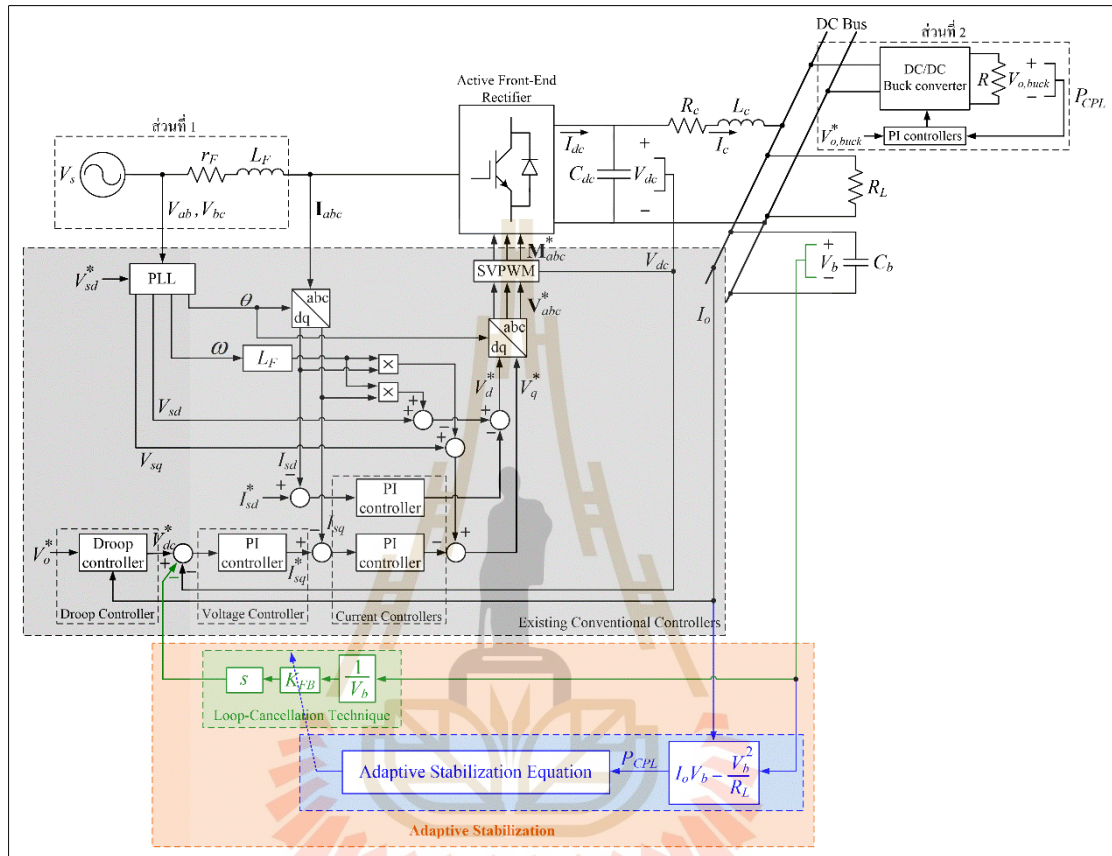
บทที่ 6

การสร้างชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

6.1 บทนำ

การศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ ทั้งการวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ในบทที่ 4 และบทที่ 5 ที่ผ่านมา ได้รับการตรวจสอบความถูกต้องและยืนยันผลด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เพียงเท่านั้น ดังนั้นเพื่อให้ผลการศึกษาวิจัยของวิทยานิพนธ์มีความน่าเชื่อถือเพิ่มมากขึ้น และเพื่อเป็นการแสดงให้เห็นและยืนยันว่า แนวคิดองค์ความรู้ และวิธีการที่ได้นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์สามารถใช้งานได้จริงในทางปฏิบัติ ในบทที่ 6 นี้จึงเป็นการนำเสนอการสร้างชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาสำหรับใช้ยืนยันผลการศึกษาวิจัยทั้งหมดของวิทยานิพนธ์ อย่างไรก็ตามด้วยข้อจำกัดของห้องปฏิบัติการ ทำให้ชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นมีพิกัดกำลังไฟฟ้าที่ถูกปรับลดลง และมีบางส่วนประกอบ รวมถึงมีค่าพารามิเตอร์ที่แตกต่างไปจากระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงดังที่พิจารณาในบทที่ 3 ซึ่งส่งผลทำให้มีความจำเป็นที่จะต้องศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้น แต่ก็สามารถดำเนินการได้โดยอาศัยองค์ความรู้ที่ได้จากการศึกษาวิจัยในบทที่ 3 ถึงบทที่ 5 ของวิทยานิพนธ์ ด้วยเหตุนี้เนื้อหาในตอนต้นของบทที่ 6 จึงเป็นการนำเสนอถึงสถาปัตยกรรม การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ และการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพ ทั้งการวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาที่ได้สร้างขึ้น จากนั้นจะเป็นการนำเสนอรายละเอียดต่าง ๆ ของการสร้างชุดทดสอบ ซึ่งได้ดำเนินการ ณ ห้องปฏิบัติการของสถาบันเทคโนโลยีการบินและอวกาศ มหาวิทยาลัยนอตทิงแฮม สหราชอาณาจักร และเนื้อหาในส่วนสุดท้ายของบทเป็นการนำเสนอผลการทดสอบระบบควบคุมของชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้น ในขณะที่ผลการทดสอบเกี่ยวกับเสถียรภาพ ทั้งการขาดเสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว จะได้รับการนำเสนอในบทถัดไป

6.2 การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิ้นที่พิจารณา



รูปที่ 6.1 โครงสร้างของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิ้นที่พิจารณา

โครงสร้างของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิ้นที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว แสดงได้ดังรูปที่ 6.1 ซึ่งจากรูปจะสังเกตเห็นได้ว่า ชุดทดสอบมีส่วนประกอบที่คล้ายกับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิ้นจริงดังที่พิจารณาในรูปที่ 3.1 และได้อธิบายรายละเอียดไว้ในบทที่ 3 แต่ด้วยข้อจำกัดของห้องปฏิบัติการจึงทำให้ชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการและระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิ้นจริงมีบางส่วนประกอบที่แตกต่างกัน โดยมีส่วนที่แตกต่างกันเล็กน้อยเพียง 2 ส่วนคือ ส่วนที่ 1 ระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับ ซึ่งสำหรับชุดทดสอบ แหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสแบบสมดุล (balanced three-phase voltage source) และวงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ (AC filter) ถูกใช้แทนเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรในสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลัง

บนเครื่องบินจริง และส่วนที่ 2 วงจรแปลงผันแบบบัคค์ที่มีการควบคุมแรงดันเอาต์พุตที่ตกคร่อมตัวต้านทาน ซึ่งถูกใช้เป็นโพลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบ อย่างไรก็ตาม ในปัจจุบันที่เทคโนโลยีไมโครคอนโทรลเลอร์ (microcontroller) มีความก้าวหน้าอย่างมาก ทำให้ไมโครคอนโทรลเลอร์มีความเร็วในการประมวลผลที่สูงมาก ซึ่งสามารถควบคุมให้ระบบมีผลการตอบสนองที่ไว ดังนั้นจึงสามารถที่จะไม่พิจารณาพลวัตของวงจรแปลงผันแบบบัคค์ที่มีการควบคุมได้ กล่าวคือ สามารถพิจารณาให้วงจรแปลงผันแบบบัคค์ที่มีการควบคุมแรงดันเอาต์พุตที่ตกคร่อมตัวต้านทานเป็นโพลดกำลังไฟฟ้าคงตัวแบบอุดมคติได้เช่นเดียวกับที่พิจารณาในสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงในรูปที่ 3.1 ในบทที่ 3 ในขณะที่พื้นที่สี่เหลี่ยมในรูปที่ 6.1 คือ การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อาศัยการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูบยกเล็กดั่งพื้นที่สีเขียว ร่วมกับสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดั่งพื้นที่สีฟ้า ซึ่งได้ถูกเพิ่มเข้าไปในโครงสร้างของระบบควบคุมแบบเวกเตอร์เดิมที่มีอยู่แล้วของระบบดั่งแสดงด้วยพื้นที่สีเทา ในรูปที่ 6.1 และเนื่องจากข้อจำกัดของห้องปฏิบัติการ ซึ่งทำให้ชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นมีบางส่วนประกอบ รวมถึงมีพิกัดกำลังไฟฟ้าที่ถูกปรับลดลงและมีค่าพารามิเตอร์ที่แตกต่างจากระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงดั่งที่ได้พิจารณาในบทที่ 3 ดังนั้นจึงมีความจำเป็นที่จะต้องศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้น ซึ่งสามารถดำเนินการได้โดยอาศัยองค์ความรู้ที่ได้จากการศึกษาวิจัยในบทที่ 3 ถึงบทที่ 5 ของวิทยานิพนธ์ โดยการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เพื่อนำไปใช้สำหรับการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพ และการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพ ทั้งการวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ของชุดทดสอบสามารถแสดงรายละเอียดได้ดั่งหัวข้อที่ 6.2.1 และหัวข้อที่ 6.2.2 ตามลำดับ ดังต่อไปนี้

6.2.1 การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาดังแสดงในรูปที่ 6.1 จะใช้วิธีตีควเช่นเดียวกับการพิสูจน์หาแบบจำลองของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงดั่งที่ได้อธิบายรายละเอียดไว้ในบทที่ 3 เพื่อกำจัดผลการทำงานของแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสแบบสมดุล วงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ และอุปกรณ์สวิตซ์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแยกที่ฟที่ทำให้แบบจำลองของชุดทดสอบเป็นแบบจำลองที่ขึ้นอยู่กับเวลา จนกระทั่งได้แบบจำลองของชุดทดสอบที่ไม่เปลี่ยนแปลงตามเวลา ซึ่งเป็นแบบจำลองที่มีความเหมาะสมต่อการนำไปใช้สำหรับการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพ ดังนั้นจากองค์ความรู้ที่ได้จากการศึกษาวิจัยในบทที่ 3 การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของชุดทดสอบด้วยวิธีตีควสามารถอธิบายรายละเอียดพอสังเขปได้ดั่งนี้

อันดับแรกพิจารณาระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับ นั่นคือ ส่วนที่ 1 ในรูปที่ 6.1 และเริ่มต้นจากการพิจารณาแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสแบบสมมูล (V_s) ซึ่งโดยทั่วไปจะมีสมการของแรงดันไฟฟ้าแบบลำดับเฟสบวก (positive phase sequence) แสดงได้ดังสมการที่ (6-1)

$$\begin{bmatrix} V_{sa} \\ V_{sb} \\ V_{sc} \end{bmatrix} = V_m \begin{bmatrix} \sin(\omega t) \\ \sin(\omega t - \frac{2\pi}{3}) \\ \sin(\omega t + \frac{2\pi}{3}) \end{bmatrix} \quad (6-1)$$

เมื่อใช้การแปลงดีคิวกี้อาศัยการแปลงของปาร์ค ซึ่งเป็นวิธีการแปลงปริมาณทางไฟฟ้าจากแกนสามเฟสสมมูล (abc) ให้เป็นปริมาณทางไฟฟ้าสองเฟสบนแกนหมุนดีคิวก (dq) ดังสมการที่ (3-6) ในบทที่ 3 กับสมการที่ (6-1) โดยใช้การแปลงแบบค่ายอด นั่นคือ กำหนดให้ $K = \frac{2}{3}$ ดังนั้นจะได้สมการแรงดันไฟฟ้าของแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับบนแกนหมุนดีคิวก แสดงได้ดังสมการที่ (6-2) ดังนี้

$$\begin{cases} V_{sd} = V_m \cos(\phi_s - \phi) \\ V_{sq} = V_m \sin(\phi_s - \phi) \end{cases} \quad (6-2)$$

โดยที่ V_m คือ แรงดันยอด (peak voltage) ของแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับ

ϕ_s คือ มุมเฟสที่บัสแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับ

ϕ คือ มุมสำหรับการหมุนแกนหมุนดีคิวก

V_{sd} คือ แรงดันไฟฟ้าของแหล่งจ่ายบนแกนหมุนดี

V_{sq} คือ แรงดันไฟฟ้าของแหล่งจ่ายบนแกนหมุนคว

จากนั้นพิจารณาวงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับที่ประกอบด้วย วงจรอนุกรมของความต้านทานภายในตัวเหนี่ยวนำ (r_F) และความเหนี่ยวนำ (L_F) ของวงจรกรอง ดังที่แสดงอยู่ในส่วนที่ 1 ในรูปที่ 6.1 ซึ่งวงจรดังกล่าวจะมีแรงดันไฟฟ้าตกคร่อมที่สามารถพิจารณาให้อยู่ในรูปของแรงดันตกได้ดังแสดงในสมการที่ (6-3) (Areerak, K-N., 2009)

$$\Delta \mathbf{V}_{drop} = r_F \mathbf{I}_{abc} + L_F \frac{d}{dt} \mathbf{I}_{abc} \quad (6-3)$$

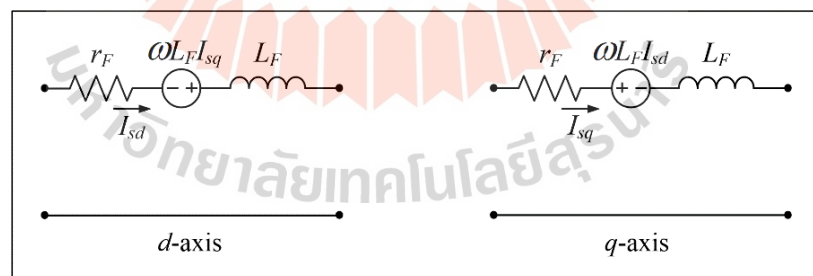
เมื่อใช้การแปลงดีควิวที่อาศัยการแปลงของพาร์คตั้งสมการที่ (3-6) ในบทที่ 3 กับสมการที่ (6-3) ในทำนองเดียวกันกับการใช้กับสมการแรงดันไฟฟ้าของแหล่งจ่ายข้างต้น จะได้สมการแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมวงจรรองของความต้านทานภายในตัวเหนี่ยวนำและความเหนี่ยวนำของวงจรรอง ซึ่งเป็นสมการในรูปของแรงดันตกที่อยู่บนแกนหมุนดีควิวแสดงได้ตั้งสมการที่ (6-4) และเมื่อแปลงสมการดังกล่าวให้อยู่ในรูปของวงจรไฟฟ้า ดังนั้นจะได้วงจรสมมูลของวงจรรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับที่อยู่บนแกนหมุนดีควิวแสดงในรูปที่ 6.2

$$\begin{cases} \Delta V_d = r_F I_{sd} - \omega L_F I_{sq} + \frac{d}{dt} I_{sd} \\ \Delta V_q = r_F I_{sq} + \omega L_F I_{sd} + \frac{d}{dt} I_{sq} \end{cases} \quad (6-4)$$

โดยที่ ω คือ ความถี่เชิงมุมของแหล่งจ่ายแรงดันไฟฟ้ากระแสสลับ

I_{sd} คือ กระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี

I_{sq} คือ กระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนควิว

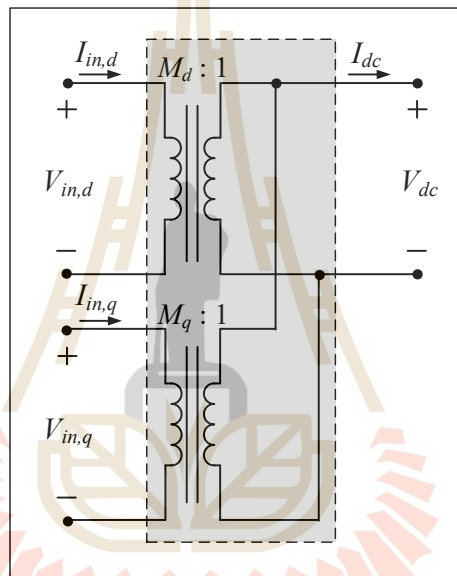


รูปที่ 6.2 วงจรสมมูลของวงจรรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับบนแกนหมุนดีควิว

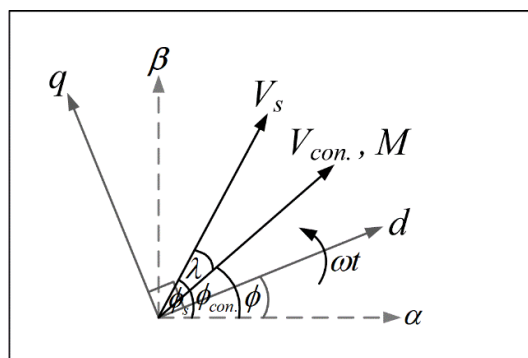
อันดับถัดมาพิจารณาวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟ ซึ่งจากการกำจัดผลการทำงานของอุปกรณ์สวิตช์ของวงจรดังกล่าว ดังที่ได้อธิบายรายละเอียดไว้ในหัวข้อที่ 3.4.1 ในบทที่ 3 จะได้ฟังก์ชันการสวิตช์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอททีฟบนแกนหมุนดีควิว (\mathbf{M}_{dq}) ตั้งสมการที่ (3-13) ซึ่งสามารถแสดงใหม่ได้อีกครั้งตั้งสมการที่ (6-5) และวงจรเรียงกระแส-

ภาคหน้าแบบแยกที่ฟสามารถแทนได้ด้วยวงจรสมมูลหม้อแปลงไฟฟ้ากระแสตรงที่อยู่บนแกนหมุนดีและแกนหมุนคิว โดยมีอัตราส่วนของหม้อแปลงคือ $M_d : 1$ และ $M_q : 1$ ตามลำดับดังแสดงในรูปที่ 3.7 ซึ่งสามารถแสดงใหม่ได้อีกครั้งดังรูปที่ 6.3

$$\begin{cases} M_d = \frac{m}{2} \cos(\phi - \phi_{con.}) \\ M_q = -\frac{m}{2} \sin(\phi - \phi_{con.}) \end{cases} \quad (6-5)$$



รูปที่ 6.3 วงจรสมมูลของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแยกที่ฟบนแกนหมุนดีคิว



รูปที่ 6.4 แผนภาพเวกเตอร์การแปลงดีคิวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

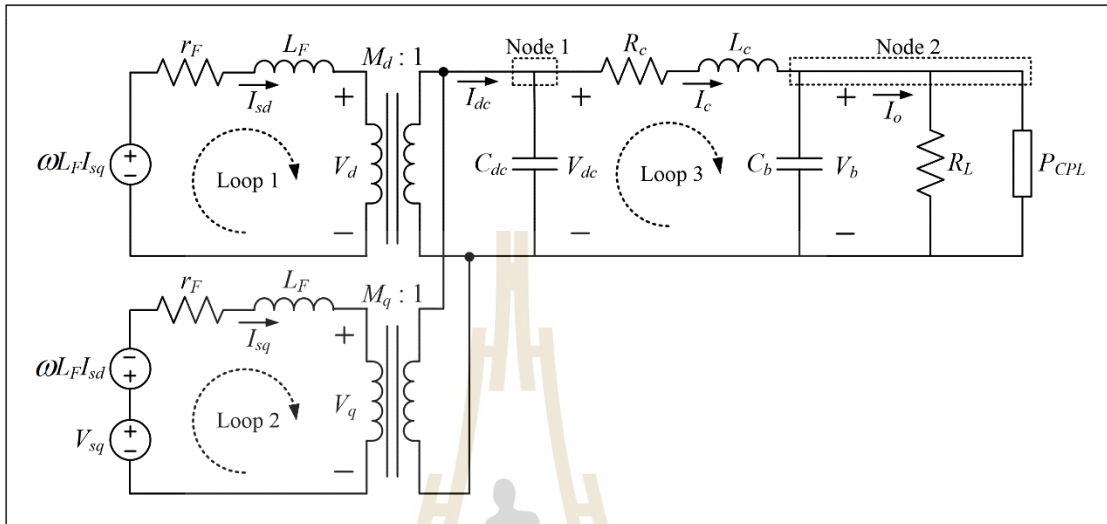
แผนภาพเวกเตอร์การแปลงดีคิวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาแสดงได้ดังรูปที่ 6.4 ซึ่งจากแผนภาพเมื่อกำหนดให้มุมสำหรับหมุนแกนหมุนดีคิวเท่ากับมุมที่ล่าช้าหลังจากมุมเฟสที่บัสแรงดันไฟฟ้ากระแสสลับ $\frac{\pi}{2}$ เรเดียน นั่นคือ กำหนดให้ $\phi = \phi_s - \frac{\pi}{2}$ เนื่องจากต้องการให้ชุดทดสอบมีการควบคุมกำลังไฟฟ้าจริงบนแกนหมุนดีคิว รวมถึงมีโครงสร้างและการทำงานของระบบควบคุมเช่นเดียวกับระบบควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงในรูปที่ 3.1 และได้อธิบายรายละเอียดไว้ในหัวข้อที่ 3.5 ในบทที่ 3 ซึ่งการกำหนดและคำนวณหามุม $\phi = \phi_s - \frac{\pi}{2}$ สามารถทำได้ด้วยการใช้เฟสล็อกกลูป (Phase Lock Loop : PLL) โดยควบคุมให้แรงดันไฟฟ้าของแหล่งจ่ายบนแกนหมุนดี (V_{sd}) มีค่าเท่ากับศูนย์ และแรงดันไฟฟ้าของแหล่งจ่ายบนแกนหมุนดี (V_{sq}) จะมีค่าเท่ากับแรงดันยอดของแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับ ($V_{sq} = V_m$) ผ่านการกำหนดให้แรงดันไฟฟ้าของแหล่งจ่ายบนแกนหมุนดีอ้างอิงเท่ากับศูนย์ ($V_{sd}^* = 0$ V) ดังนั้นเมื่อกำหนดให้ $\phi = \phi_s - \frac{\pi}{2}$ จะได้แรงดันไฟฟ้าของแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับบนแกนหมุนดีดีคิวและฟังก์ชันการสวิตช์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟบนแกนหมุนดีดีคิว แสดงดังสมการที่ (6-6) และสมการที่ (6-7) ตามลำดับ

$$\begin{cases} V_{sd} = V_m \cos\left(\phi_s - \left(\phi_s - \frac{\pi}{2}\right)\right) = V_m \cos\left(\frac{\pi}{2}\right) = 0 \\ V_{sq} = V_m \sin\left(\phi_s - \left(\phi_s - \frac{\pi}{2}\right)\right) = V_m \sin\left(\frac{\pi}{2}\right) = V_m \end{cases} \quad (6-6)$$

$$\begin{cases} M_d = \frac{m}{2} \cos\left(\left(\phi_s - \frac{\pi}{2}\right) - \phi_{con.}\right) \\ M_q = -\frac{m}{2} \sin\left(\left(\phi_s - \frac{\pi}{2}\right) - \phi_{con.}\right) \end{cases} \quad (6-7)$$

เมื่อไม่พิจารณาระบบควบคุมและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบ ดังแสดงด้วยพื้นที่สี่เหลี่ยมและพื้นที่สี่เหลี่ยมในรูปที่ 6.1 ตามลำดับ ดังนั้นจากการใช้วิธีการแปลงดีคิวเพื่อกำจัดผลการทำงานของแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสแบบสมมูล วงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ และอุปกรณ์สวิตช์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟดังที่ได้อธิบายในข้างต้น ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในกรณีที่ไม่มีการควบคุมและ

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวสามารถแทนได้ด้วยวงจรมุมอย่างง่ายที่อยู่บนแกนหมุนดีคิว ดังแสดงในรูปที่ 6.5 ดังนี้



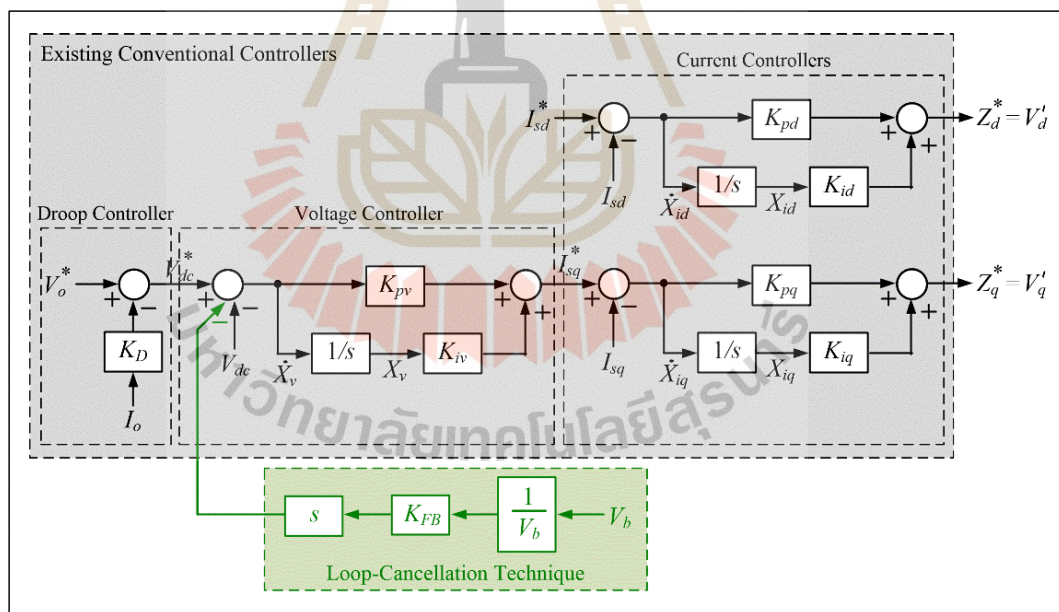
รูปที่ 6.5 วงจรมุมอย่างง่ายบนแกนหมุนดีคิวของชุดทดสอบในกรณีที่ไม่มีการควบคุม และไม่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว

$$\begin{cases} \dot{I}_{sd} = -\frac{r_F}{L_F} I_{sd} + \omega I_{sq} - \frac{M_d}{L_F} V_{dc} \\ \dot{I}_{sq} = -\omega I_{sd} - \frac{r_F}{L_F} I_{sq} - \frac{M_q}{L_F} V_{dc} + \frac{1}{L_F} V_{sq} \\ \dot{V}_{dc} = \frac{3M_d}{2C_{dc}} I_{sd} + \frac{3M_q}{2C_{dc}} I_{sq} - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\ \dot{I}_c = \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \\ \dot{V}_b = \frac{1}{C_b} I_c - \frac{1}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b V_b} \end{cases} \quad (6-8)$$

จากการวิเคราะห์ห้วงจรมุมอย่างง่ายบนแกนหมุนดีคิวของชุดทดสอบดังรูปที่ 6.5 ด้วยการนำกฎแรงดันไฟฟ้าของเคอร์ชอฟฟ์มาวิเคราะห์ห้วงรอบที่ 1 ถึงห้วงรอบที่ 3 (Loop 1 – Loop 3) และนำกฎกระแสไฟฟ้าของเคอร์ชอฟฟ์มาวิเคราะห์โหนดที่ 1 และโหนดที่ 2 (Node 1 – Node 2) ดังนั้นจะได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของชุดทดสอบในกรณีที่ไม่มีการควบคุม และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวแสดงดังสมการที่ (6-8) โดยแบบจำลองที่ได้ดังสมการที่ (6-8) นี้

จะถูกนำไปพัฒนาต่อยอดสำหรับการพิสูจน์หาแบบจำลองของชุดทดสอบในกรณีที่มีระบบควบคุมในลำดับถัดไป

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของชุดทดสอบในกรณีที่มีระบบควบคุมสามารถทำได้โดยพิจารณาเฉพาะระบบควบคุมแบบเวกเตอร์และการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคลุกเล็ก ดังแสดงด้วยพื้นที่สีเทาและพื้นที่สีเขียวในรูปที่ 6.1 ตามลำดับ เพิ่มเติมจากการหาแบบจำลองของชุดทดสอบในกรณีที่ไม่มีการควบคุมดังที่ได้อธิบายในข้างต้น ในขณะที่ส่วนของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังแสดงด้วยพื้นที่สีฟ้าในรูปที่ 6.1 ซึ่งทำหน้าที่ปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคคลุกเล็ก (K_{FB}) ตามการเปลี่ยนแปลงของโหลดสำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบ จะได้รับการอธิบายรายละเอียดในหัวข้อที่ 6.2.2 ซึ่งเป็นการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของชุดทดสอบ ดังนั้นเมื่อไม่พิจารณาส่วนของสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว โครงสร้างภายในของระบบควบคุมของชุดทดสอบเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคลุกเล็กแสดงได้ดังแผนภาพบล็อกในรูปที่ 6.6



รูปที่ 6.6 แผนภาพบล็อกของระบบควบคุมของชุดทดสอบเมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคลุกเล็ก

จากแผนภาพบล็อกของระบบควบคุมในรูปที่ 6.6 จะสังเกตได้ว่า ระบบควบคุมของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิ้นที่พิจารณา

เมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ประกอบด้วย ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีคิว ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า ตัวควบคุมแบบดรู๊ป ดังแสดงด้วยพื้นที่สีเทาในรูปที่ 6.6 ซึ่งเป็นตัวควบคุมแบบเวกเตอร์บนแกนหมุนดีคิวเดิมที่มีอยู่แล้ว และมีโครงสร้าง รวมถึงมีหน้าที่การทำงานเช่นเดียวกับระบบควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงในรูปที่ 3.1 ตามที่ได้อธิบายรายละเอียดไว้ในหัวข้อที่ 3.5 ในบทที่ 3 และเทคนิคลูปยกเล็กดังแสดงด้วยพื้นที่สีเขียวในรูปที่ 6.6 ซึ่งได้ถูกเพิ่มเข้าไปในลูปลการควบคุม V_{dc} ของระบบควบคุมเดิมเพื่อบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบ สำหรับการออกแบบระบบควบคุมเดิมที่มีอยู่แล้ว ซึ่งได้แก่ ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีคิว ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า และตัวควบคุมแบบดรู๊ป ของชุดทดสอบสามารถดำเนินการได้เช่นเดียวกับการออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงตามรายละเอียดที่ได้นำเสนอไว้แล้วในหัวข้อที่ 3.5.1 ในบทที่ 3 แต่การออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีคิวจะมีความแตกต่างกันเล็กน้อย โดยสำหรับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงได้อาศัยสมการพลวัตของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรเพื่อพิสูจน์หาฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของตัวควบคุม แต่สำหรับชุดทดสอบจะอาศัยสมการแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมวงจรมอเตอร์ของความต้านทานภายในตัวเหนี่ยวนำและความเหนี่ยวนำของวงจรรอง ดังสมการที่ (6-4) ในการพิสูจน์หาฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของตัวควบคุม ในขณะที่การออกแบบตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าและตัวควบคุมแบบดรู๊ป ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงและชุดทดสอบไม่มีความแตกต่างกัน ดังนั้นจากการดำเนินการตามขั้นตอนการออกแบบระบบควบคุมดังรายละเอียดที่ได้นำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 3.5.1 ในบทที่ 3 ค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอของลูปลการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี ลูปลการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนคิว ลูปลการควบคุมแรงดันไฟฟ้า และค่าอัตราการขยายดรู๊ป สำหรับชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในรูปที่ 6.1 สามารถคำนวณได้จากสมการที่ (6-9), สมการที่ (6-10), สมการที่ (6-13) และสมการที่ (6-14) ตามลำดับ ดังนี้

$$\begin{cases} K_{pd} = 2\zeta_i \omega_{ni} L_F - r_F \\ K_{id} = L_F \omega_{ni}^2 \end{cases} \quad (6-9)$$

$$\begin{cases} K_{pq} = 2\zeta_i \omega_{ni} L_F - r_F \\ K_{iq} = L_F \omega_{ni}^2 \end{cases} \quad (6-10)$$

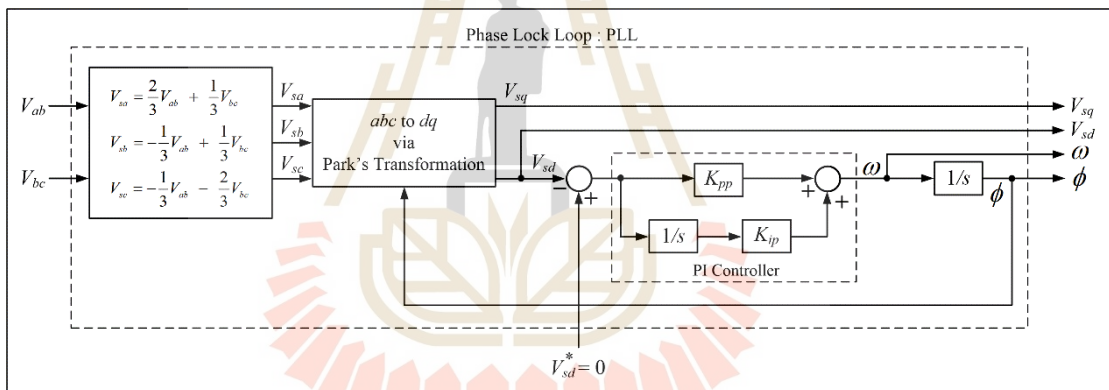
โดยที่พจน์ชดเชยของตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีและแกนหมุนคิวสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (6-11) และสมการที่ (6-12) ตามลำดับ

$$V'_d = V_{sd} - V_d + \omega L_F I_{sq} \quad (6-11)$$

$$V'_q = V_{sq} - V_q - \omega L_F I_{sd} \quad (6-12)$$

$$\begin{cases} K_{pv} = \frac{8\zeta_v \omega_{nv} C_{dc}}{3m} \\ K_{iv} = \frac{4C_{dc} \omega_{nv}^2}{3m} \end{cases} \quad (6-13)$$

$$K_D = \frac{V_{dc,max} - V_{dc,min}}{I_{o,max}} = \frac{280 - 250}{I_{o,max}} = \frac{30}{I_{o,max}} \quad (6-14)$$



รูปที่ 6.7 แผนภาพบล็อกการทำงานของเฟสล็อกกลูบ

จากที่ได้กล่าวไปในตอนต้นว่าการกำหนดและคำนวณหามุมสำหรับหมุนแกนหมุนดีคิว (ϕ) ของชุดทดสอบให้เท่ากับ $\phi_s - \frac{\pi}{2}$ งานวิจัยวิทยานิพนธ์ใช้เฟสล็อกกลูบที่อาศัยการควบคุมให้แรงดันไฟฟ้าของแหล่งจ่ายบนแกนหมุนดี (V_{sd}) มีค่าเท่ากับศูนย์ ซึ่งการทำงานของเฟสล็อกกลูบดังกล่าวแสดงได้ดังแผนภาพบล็อกในรูปที่ 6.7 โดยจากรูปจะสังเกตเห็นได้ว่า เฟสล็อกกลูบจะเริ่มต้นการทำงานด้วยการตรวจจับหรือตรวจวัดแรงดันระหว่างสาย (line-to-line voltage) ของแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับ (V_{ab} , V_{bc}) และเปลี่ยนให้เป็นแรงดันเฟส (phase voltage) นั่นคือ V_{sa} , V_{sb} และ V_{sc} เพื่อนำแรงดันไฟฟ้าสามเฟสที่ได้ไปแปลงให้เป็นแรงดันไฟฟ้าสองเฟสบนแกนหมุนดีคิวด้วยการแปลงของปาร์คที่อาศัยมุมสำหรับหมุนแกนหมุนดีคิว ซึ่งคำนวณหาได้และ

เป็นเอาต์พุตจากเฟสล็อกกลูปที่ถูกป้อนกลับมาใช้สำหรับการแปลงดีคิฟ จากนั้นนำแรงดันไฟฟ้าของแหล่งจ่ายบนแกนหมุนดี (V_{sd}) เข้าสู่ลูปรควบคุมเพื่อทำให้มีค่าเท่ากับศูนย์ ด้วยการกำหนดให้สัญญาณอ้างอิงของแรงดันไฟฟ้าง่ายเท่ากับศูนย์ ($V_{sd}^* = 0$ V) ซึ่งเอาต์พุตของลูปรควบคุมแรงดันไฟฟ้าง่ายคือ ความถี่เชิงมุมของแหล่งจ่ายแรงดันไฟฟ้ากระแสสลับ (ω) และเมื่อหาปริพันธ์ของความถี่เชิงมุมดังกล่าว จะได้มุมสำหรับหมุนแกนหมุนดีคิฟที่เท่ากับ $\phi_s - \frac{\pi}{2}$ โดยมุมสำหรับหมุนแกนหมุนดีคิฟที่คำนวณหาได้ รวมถึงความถี่เชิงมุมของแหล่งจ่ายแรงดันไฟฟ้ากระแสสลับ แรงดันไฟฟ้าของแหล่งจ่ายบนแกนหมุนดีและแกนหมุนคิฟเป็นเอาต์พุตของเฟสล็อกกลูป ซึ่งจะถูกนำไปใช้ในระบบควบคุมแบบเวกเตอร์ของชุดทดสอบดังพื้นที่สี่เหลี่ยมในรูปที่ 6.1 และจะสังเกตได้จากแผนภาพบล็อกในรูปที่ 6.7 ได้อีกว่า การควบคุมแรงดันไฟฟ้าของแหล่งจ่ายบนแกนหมุนดีของเฟสล็อกกลูป งานวิจัยวิทยานิพนธ์ใช้ตัวควบคุมพีไอ ซึ่งมี K_{pp} และ K_{ip} เป็นค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุม โดยค่าพารามิเตอร์ดังกล่าวสามารถออกแบบได้ด้วยวิธีการแบบสมมาตรที่เหมาะสมที่สุด (symmetrical optimum) (พลสิทธิ์ ศานติประพันธ์, 2559; Leonhard, W., 1976) ดังสมการที่ (6-15) ดังนี้

$$\begin{cases} K_{pp} = \frac{\omega}{V_m} \\ K_{ip} = \frac{\omega^3 T_s}{V_m} \end{cases} \quad (6-15)$$

โดยที่ T_s คือ เวลาการซีกตัวอย่าง (sampling time)

สำหรับเทคนิคลูปรยกเล็กดังพื้นที่สี่เหลี่ยมในรูปที่ 6.6 ได้ถูกเพิ่มเข้าไปในระบบควบคุมเดิมที่มีอยู่แล้วดังพื้นที่สี่เหลี่ยมในรูปที่ 6.6 เพื่อบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบ โดยการชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าด้วยเทคนิคลูปรยกเล็กของชุดทดสอบได้ดำเนินการผ่านลูปรควบคุมแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (V_{dc}) ซึ่งสามารถทำได้โดยอาศัยความสัมพันธ์ของ V_{dc} และผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว นั่นคือ เมื่อพิจารณาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบดังสมการที่ (6-8) ในสถานะอยู่ตัว โดยกำหนดให้ทุก ๆ สมการอนุพันธ์ในแบบจำลองมีค่าเท่ากับศูนย์ ($\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{0}$) จะได้ความสัมพันธ์ของ V_{dc} และผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวดังสมการที่ (6-16) ซึ่งแสดงให้เห็นว่าผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว นั่นคือ พจน์ $\frac{P_{CPL}}{V_b}$ มีเครื่องหมายที่เป็นบวก ดังนั้นหากต้องการกำจัด

ผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวผ่านรูปควบคุม V_{dc} จะต้องสร้างสัญญาณชดเชยหรือสัญญาณสร้างเสถียรภาพฉีดเข้าไปที่กลางผลดังกล่าวด้วยเครื่องหมายลบ ดังแสดงด้วยพื้นที่สีเขียวในรูปที่ 6.6 ซึ่งเป็นการดำเนินการเช่นเดียวกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคขุดยกเล็กของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงที่พิจารณา ดังที่ได้อธิบายรายละเอียดไว้ในหัวข้อที่ 5.2 ในบทที่ 5

$$V_{dc} = \left(1 + \frac{R_c}{R_L}\right)V_b + \frac{R_c P_{CPL}}{V_b} \quad (6-16)$$

เมื่อวิเคราะห์แผนภาพบล็อกของระบบควบคุมในรูปที่ 6.6 จะสามารถเขียนสมการของตัวควบคุมในกรณีที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคขุดยกเล็กได้ดังแสดงในสมการที่ (6-17) ดังนี้

$$\begin{cases} Z_d^* = -K_{pd} I_{sd} + K_{id} X_{id} + K_{pd} I_{sd}^* \\ Z_q^* = -K_{pq} I_{sq} - K_{pv} K_{pq} V_{dc} + K_{iv} K_{pq} X_v + K_{iq} X_{iq} + K_{pv} K_{pd} V_{dc}^* - K_{pv} K_{pq} K_{FB} \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{V_b} \right) \end{cases} \quad (6-17)$$

$$\text{โดยที่ } V_{dc}^* = V_o^* - K_D I_o = V_o^* - K_D \left(\frac{V_b}{R_L} + \frac{P_{CPL}}{V_b} \right)$$

จากการออกแบบตัวควบคุมที่ได้กำหนดพจน์ชดเชยบนแกนหมุนดีและแกนหมุนควัดังสมการที่ (6-11) และสมการที่ (6-12) ตามลำดับ จะได้ฟังก์ชันการสวิตช์บนแกนหมุนดีควของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแยกที่พีในกรณีที่มีตัวควบคุม (\mathbf{M}_{dq}^*) แสดงดังสมการที่ (6-18)

$$\begin{cases} M_d^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) (-Z_d^* + \omega L_F I_{sq}) \\ M_q^* = \left(\frac{1}{V_{dc}} \right) (-Z_q^* + V_{sq} - \omega L_F I_{sd}) \end{cases} \quad (6-18)$$

จากนั้นแทนค่า Z_d^* และ Z_q^* จากสมการตัวควบคุมของระบบดังสมการที่ (6-17) ลงในสมการที่ (6-18) จะได้ฟังก์ชันการสวิตช์บนแกนหมุนดีควของวงจรเรียงกระแสภาคหน้า

แบบแอกทีฟ เมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กแสดงดังสมการที่ (6-19) และกำหนดให้ I_{sq1} เป็นตัวแปรสถานะตัวใหม่ สำหรับใช้ในการกำจัดพจน์ $\frac{d}{dt}\left(\frac{1}{V_b}\right)$ เพื่อลดความซับซ้อนของแบบจำลองที่จะพิสูจน์หาได้ เช่นเดียวกับการกำจัดพจน์อนุพันธ์ดังกล่าวในการพิสูจน์หาแบบจำลองของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงที่พิจารณาเมื่อมีเทคนิคลูปยกเล็กดังที่ได้อธิบายรายละเอียดไว้ในหัวข้อที่ 5.2.2 ในบทที่ 5 โดยอนุพันธ์ของตัวแปรดังกล่าว (\dot{I}_{sq1}) สามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (6-20) และจากสมการดังกล่าว I_{sq1} สามารถคำนวณได้จากสมการที่ (6-21)

$$\begin{cases} M_d^* = \frac{1}{V_{dc}}(K_{pd}I_{sd} - K_{id}X_{id} - K_{pd}I_{sd}^* + \omega L_F I_{sq}) \\ M_q^* = \frac{1}{V_{dc}} \left[K_{pq}I_{sq} + K_{pv}K_{pq}V_{dc} - K_{iv}K_{pq}X_v - K_{iq}X_{iq} + K_{pv}K_{pd}K_D \left(\frac{V_b}{R_L} + \frac{P_{CPL}}{V_b} \right) \right. \\ \left. + K_{pv}K_{pq}K_{FB} \frac{d}{dt}\left(\frac{1}{V_b}\right) - K_{pv}K_{pd}V_o^* + V_{sq}L_dI_d - \omega L_F I_{sd} \right] \end{cases} \quad (6-19)$$

$$\dot{I}_{sq1} = \dot{I}_{sq} - \frac{K_{pv}K_{pq}K_{FB}}{L_q} \frac{d}{dt}\left(\frac{1}{V_b}\right) \quad (6-20)$$

$$I_{sq1} = I_{sq} - \frac{K_{pv}K_{pq}K_{FB}}{L_q} \cdot \frac{1}{V_b} \quad (6-21)$$

การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในกรณีที่มีระบบควบคุมและการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กสามารถทำได้โดยการแทนค่า M_d , M_q , \dot{I}_{sq} และ I_{sq} ในแบบจำลองของชุดทดสอบกรณีที่ไม่มีการควบคุมในสมการที่ (6-8) ด้วย M_d^* , M_q^* , \dot{I}_{sq1} และ I_{sq1} จากสมการที่ (6-19), สมการที่ (6-20) และสมการที่ (6-21) ตามลำดับ ดังนั้นจะได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว เมื่อมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ

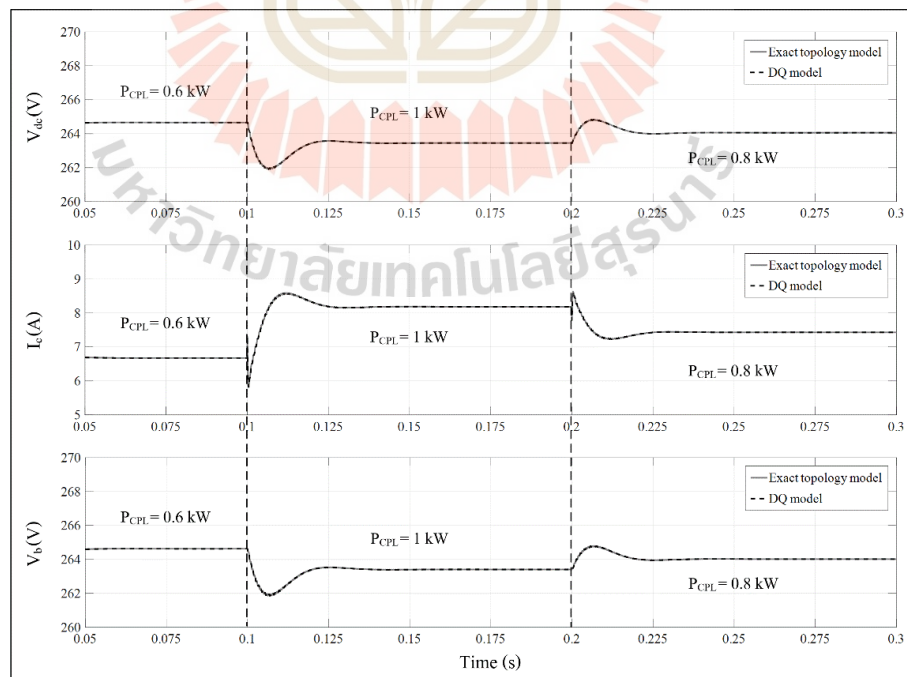
ด้วยเทคนิคคลุยกเล็กในรูปที่ 6.1 ซึ่งพิสูจน์หาได้ด้วยวิธีตีควและเป็นแบบจำลองที่มีความเหมาะสมต่อการนำไปใช้สำหรับการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพแสดงได้ดังสมการที่ (6-22) ดังนี้

$$\begin{aligned}
 \dot{I}_{sd} &= -\left(\frac{r_F + K_{pd}}{L_F}\right) I_{sd} + \frac{K_{id}}{L_F} X_{id} + \frac{K_{pd}}{L_F} I_{sd}^* \\
 \dot{I}_{sq1} &= -\left(\frac{r_F + K_{pq}}{L_F}\right) I_{sq1} - \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_F} V_{dc} - \frac{K_{pv} K_{pq} K_D}{L_F R_L} V_b - \frac{K_{pv} K_{pq} K_D P_{CPL}}{L_F} \cdot \frac{1}{V_b} \\
 &\quad + \frac{K_{iv} K_{pq}}{L_F} X_v + \frac{K_{iq}}{L_F} X_{iq} + \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_F} V_o^* + \frac{K_{pv} K_{pq} K_{FB} (r_F + K_{pq})}{L_F^2} \cdot \frac{1}{V_b} \\
 \dot{V}_{dc} &= \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc}} \left[K_{pd} I_{sd}^2 - K_{id} I_{sd} X_{id} - K_{pd} I_{sd} I_{sd}^* + K_{pq} I_{sq1}^2 + V_{sq} I_{sq1} \right. \\
 &\quad + K_{pv} K_{pq} I_{sq1} V_{dc} + \frac{K_{pv} K_{pq} K_D}{R_L} I_{sq1} V_b - K_{iv} K_{pq} I_{sq1} X_v \\
 &\quad - K_{iq} I_{sq1} X_{iq} - K_{pv} K_{pq} I_{sq1} V_o^* + \left(-\frac{2K_{pv} K_{pq}^2 K_{FB}}{L_F} I_{sq1} \right. \\
 &\quad + \frac{K_{pv}^2 K_{pq}^3 K_{FB}^2}{L_F^2} \cdot \frac{1}{V_b} - \frac{K_{pv}^2 K_{pq}^2 K_{FB}}{L_F} V_{dc} + K_{pv} K_{pq} K_D P_{CPL} I_{sq1} \\
 &\quad - \frac{K_{pv}^2 K_{pq}^2 K_D P_{CPL} K_{FB}}{L_F} \cdot \frac{1}{V_b} + \frac{K_{pv} K_{iv} K_{pq}^2 K_{FB}}{L_F} X_v \\
 &\quad \left. + \frac{K_{pv} K_{pq} K_{iq} K_{FB}}{L_F} X_{iq} + \frac{K_{pv}^2 K_{pq}^2 K_{FB}}{L_F} V_o^* - \frac{K_{pv} K_{pq} K_{FB}}{L_F} V_{sq} \right) \cdot \frac{1}{V_b} \\
 &\quad \left. - \frac{K_{pv}^2 K_{pq}^2 K_D K_{FB}}{L_F R_L} \right] - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\
 \dot{I}_c &= \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_e} V_b \\
 \dot{V}_b &= \frac{1}{C_b} I_c - \frac{1}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b V_b} \\
 \dot{X}_v &= -V_{dc} - \frac{K_D}{R_L} V_b - \frac{K_D P_{CPL}}{V_b} + V_o^* \\
 \dot{X}_{id} &= -I_{sd} + I_{sd}^* \\
 \dot{X}_{iq} &= -I_{sq1} - K_{pv} V_{dc} - \frac{K_{pv} K_D}{R_L} V_b - (K_{pv} K_D P_{CPL} - \frac{K_{pv} K_{pq} K_{FB}}{L_F}) \cdot \frac{1}{V_b} \\
 &\quad + K_{iv} X_v + K_{pv} V_o^*
 \end{aligned} \tag{6-22}$$

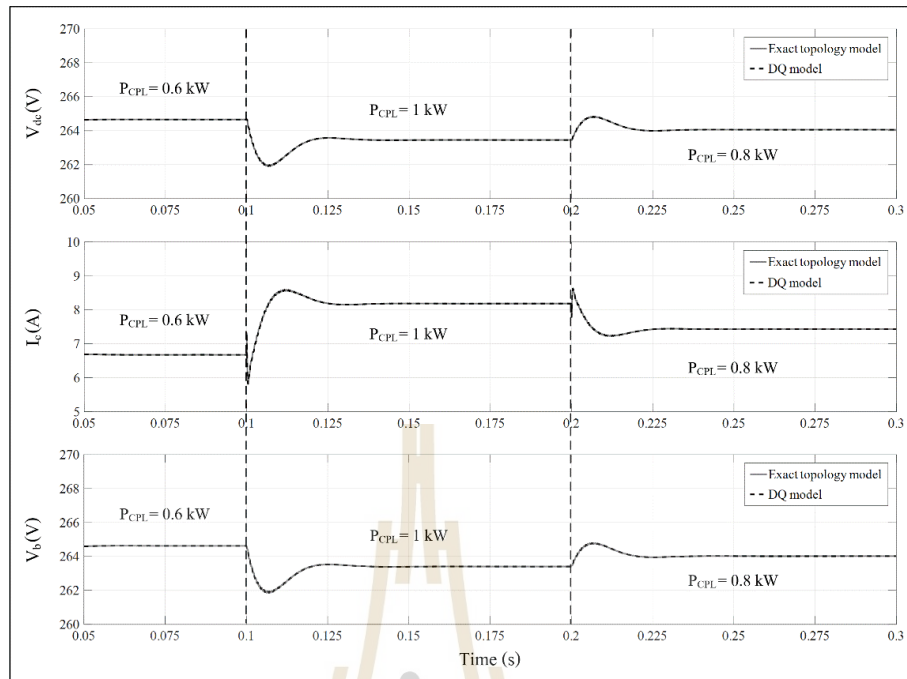
ตารางที่ 6.1 พารามิเตอร์ของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในรูปที่ 6.1

| พารามิเตอร์ | ค่า | รายละเอียด |
|------------------|----------------------------|---|
| V_s | 100 V _{rms/phase} | แหล่งจ่ายแรงดันไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสแบบสมดุล |
| f | 400 Hz | ความถี่ของแหล่งจ่ายแรงดันไฟฟ้ากระแสสลับ |
| r_F | 0.7 Ω | ความต้านทานภายในตัวเหนี่ยวนำของวงจรรอง |
| L_F | 2 mH | ความเหนี่ยวนำของวงจรรอง |
| C_{dc} | 1.45 mF | ความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง |
| R_c | 5.54 m Ω | ความต้านทานของสายส่งกำลังไฟฟ้ากระแสตรง |
| L_c | 16.34 μ H | ความเหนี่ยวนำของสายส่งกำลังไฟฟ้ากระแสตรง |
| C_b | 0.99 mF | ความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุไฟฟ้า |
| R_L | 60 Ω | ความต้านทานของโหลด |
| $P_{CPL, rated}$ | 2.2 kW | กำลังไฟฟ้าพิกัดของระบบ |
| m | 0.90 | ดัชนีการมอดูเลต |
| V_{sd}^* | 0 V | แรงดันไฟฟ้าของแหล่งจ่ายบนแกนหมุนดีอ้างอิง |
| I_{sd}^* | 0 A | กระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีอ้างอิง |
| V_o^* | 270 V | แรงดันไฟฟ้าอ้างอิงของระบบ |
| K_{pv} | 1.288 | อัตราการขยายสัดส่วนของลูบการควบคุมแรงดันไฟฟ้า ($\zeta_v = 0.707, \omega_{mv} = 2\pi \times 60$ rad/s) |
| K_{iv} | 343.462 | อัตราการขยายปริพันธ์ของลูบการควบคุมแรงดันไฟฟ้า ($\zeta_v = 0.707, \omega_{mv} = 2\pi \times 60$ rad/s) |
| K_{pd}, K_{pq} | 17.069 | อัตราการขยายสัดส่วนของลูบการควบคุมกระแสไฟฟ้า ($\zeta_i = 0.707, \omega_{ni} = 2\pi \times 1000$ rad/s) |
| K_{id}, K_{iq} | 78956.835 | อัตราการขยายปริพันธ์ของลูบการควบคุมกระแสไฟฟ้า ($\zeta_i = 0.707, \omega_{ni} = 2\pi \times 1000$ rad/s) |
| K_D | 0.8 | อัตราการขยายดรู๊ป |
| K_{pp} | 17.772 | อัตราการขยายสัดส่วนของเฟสล็อกลูบ ($\omega = 2\pi \times 400$ rad/s, $T_s = 50$ μ s.) |
| K_{ip} | 5612.736 | อัตราการขยายปริพันธ์ของเฟสล็อกลูบ ($\omega = 2\pi \times 400$ rad/s, $T_s = 50$ μ s.) |

ดังนั้นเพื่อเป็นการยืนยันว่าแบบจำลองที่พิสูจน์หาได้ดังสมการที่ (6-22) มีความถูกต้องและสามารถนำไปใช้สำหรับการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของชุดทดสอบได้ งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองที่ได้ โดยดำเนินการเช่นเดียวกับการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงที่พิจารณา ดังรายละเอียดที่ได้นำเสนอไว้แล้วในบทที่ 3 และบทที่ 5 นั่นคือ เป็นการเปรียบเทียบผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในสมการที่ (6-22) กับผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ด้วยชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังใน SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB โดยชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาสามารถดูได้จากภาคผนวก ค. และกำหนดให้พารามิเตอร์ของชุดทดสอบแสดงดังตารางที่ 6.1 โดยค่าพารามิเตอร์ดังกล่าวเป็นค่าพารามิเตอร์ของชุดทดสอบจริงที่ได้สร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการของสถาบันเทคโนโลยีการบินและอวกาศ มหาวิทยาลัยนอร์ททิงแฮม สหราชอาณาจักร และได้มาจากการวัดค่าด้วยการใช้มัลติมิเตอร์แบบไวต่อเฟส (phase sensitive multimeter) ซึ่งเป็นอุปกรณ์สำหรับวิเคราะห์การตอบสนองต่อความถี่ (frequency response analyzer) ร่วมกับการใช้อุปกรณ์การวิเคราะห์อิมพีแดนซ์แบบต่อประสาน (impedance analysis interface) ซึ่งเป็นเครื่องมือสำหรับวิเคราะห์อิมพีแดนซ์ (impedance analyzer) โดยการวัดค่าพารามิเตอร์ของชุดทดสอบด้วยอุปกรณ์ดังกล่าวสามารถดูได้จากภาคผนวก จ.



รูปที่ 6.8 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เมื่อ $K_{FB} = 0$



รูปที่ 6.9 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เมื่อ $K_{FB} = 0.25$

ผลการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ซึ่งพิสูจน์หาได้ด้วยวิธีดีคิวิ แสดงได้ดังรูปที่ 6.8 และรูปที่ 6.9 โดยรูปที่ 6.8 เป็นการเปรียบเทียบผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (V_{dc}) กระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านสายส่งกำลังไฟฟ้าไปยังโหลด (I_c) และแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์กับผลการตอบสนองที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีการเปลี่ยนแปลงจาก 0.6 kW ไปเป็น 1 kW และจาก 1 kW มาเป็น 0.8 kW ที่เวลา 0.1 วินาที และ 0.2 วินาที ตามลำดับ และอัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคลูปลูกเล็ก (K_{FB}) ถูกกำหนดให้มีค่าเท่ากับศูนย์ ซึ่งหมายถึง ระบบไม่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ในขณะที่รูปที่ 6.9 เป็นการเปรียบเทียบของสัญญาณและที่ P_{CPL} เช่นเดียวกับรูปที่ 6.8 แต่ในรูปที่ 6.9 นี้ K_{FB} ถูกกำหนดให้มีค่าเท่ากับ 0.25 นั่นคือ ระบบมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปลูกเล็ก โดยจากรูปทั้งสองจะสังเกตได้ว่า ทั้งในกรณีที่ระบบไม่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ($K_{FB} = 0$) และกรณีที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ($K_{FB} = 0.25$) ผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีลักษณะของรูปสัญญาณที่สอดคล้องกับผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ทั้งในสภาวะชั่วคราวและ

ในสภาวะอยู่ตัว ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้ว่า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยวในรูปที่ 6.1 ซึ่งพิสูจน์มาจากวิธีดีคิวดังแสดงในสมการที่ (6-22) มีความถูกต้องและเหมาะสมต่อการนำไปใช้สำหรับการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของชุดทดสอบได้ ดังรายละเอียดที่จะนำเสนอในหัวข้อที่ 6.2.2 ดังต่อไปนี้

6.2.2 การศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพ

การศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพ ซึ่งเป็นการวิเคราะห์ทางทฤษฎีสำหรับการคาดเดาจุดการขาดเสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในรูปที่ 6.1 จะใช้การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ เช่นเดียวกับการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงดังที่ได้อธิบายรายละเอียดไว้ในบทที่ 4 และบทที่ 5 ดังนั้นจากองค์ความรู้ที่ได้จากการศึกษาวิจัยในบทที่ 4 และบทที่ 5 การวิเคราะห์ทางทฤษฎีเกี่ยวกับเสถียรภาพของชุดทดสอบด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งพิสูจน์หาได้จากวิธีดีคิวดังสมการที่ (6-22) สามารถแสดงรายละเอียดได้ดังนี้

จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของชุดทดสอบดังสมการที่ (6-22) จะสังเกตได้ว่าแบบจำลองดังกล่าวเป็นแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้น โดยพจน์ที่ไม่เป็นเชิงเส้นซึ่งเป็นผลมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวคือ $\frac{P_{CPL}}{V_b}$ ปรากฏอยู่ในสมการ I_{sq1} , V_{dc} , V_b , X_v และ X_{iq} ดังนั้นจากขั้นตอนของการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่ได้อธิบายรายละเอียดไว้ในหัวข้อที่ 4.2.1 ในบทที่ 4 จากแบบจำลองของชุดทดสอบที่ไม่เป็นเชิงเส้นสามารถทำให้เป็นเชิงเส้นได้โดยอาศัยอนุกรมเทย์เลอร์อันดับหนึ่ง จะได้แบบจำลองของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาซึ่งเป็นแบบจำลองที่เป็นเชิงเส้นดังสมการที่ (4-3) โดยที่เมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ สามารถคำนวณได้จากสมการที่ (4-6) ดังนั้นจะได้เมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ สำหรับใช้ในการหาค่าเจาะจงเพื่อนำไปวิเคราะห์เสถียรภาพของชุดทดสอบด้วยทฤษฎีบทค่าเจาะจงดังแสดงในสมการที่ (6-23) ซึ่งจากสมการจะพบว่า เมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ มี K_{FB} ปรากฏอยู่ภายในสมการด้วย ถ้ากำหนดให้ K_{FB} มีค่าเท่ากับศูนย์ จะหมายถึงชุดทดสอบทำงานโดยไม่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก และจะพบอีกว่าเมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ มีค่าขึ้นอยู่กับค่า $I_{sd,0}$, $I_{sq1,0}$, $V_{dc,0}$, $V_{b,0}$, $X_{v,0}$, $X_{id,0}$ และ $X_{iq,0}$ ซึ่งค่าดังกล่าวนี้เป็นค่าในสภาวะคงตัว ณ จุดปฏิบัติงานที่พิจารณา โดยจุดปฏิบัติงานของระบบสามารถ

คำนวณได้ด้วยการกำหนดให้ \dot{I}_{sd} , \dot{I}_{sq1} , \dot{V}_{dc} , \dot{I}_c , \dot{V}_b , \dot{X}_v , \dot{X}_{id} และ \dot{X}_{iq} ในแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของชุดทดสอบดังสมการที่ (6-22) ให้มีค่าเท่ากับศูนย์

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \begin{bmatrix} \frac{-r_F - K_{pd}}{L_F} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{K_{id}}{L_F} & 0 \\ 0 & \frac{-r_F - K_{pq}}{L_F} & -\frac{K_{pv}K_{pq}}{L_F} & 0 & a(2,5) & \frac{K_{iv}K_{pq}}{L_F} & 0 & \frac{K_{iq}}{L_F} \\ a(3,1) & a(3,2) & a(3,3) & -\frac{1}{C_{dc}} & a(3,5) & a(3,6) & -\frac{3K_{id}I_{sd,0}}{2C_{dc}V_{dc,0}} & a(3,8) \\ 0 & 0 & \frac{1}{L_c} & -\frac{R_c}{L_c} & -\frac{1}{L_c} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{C_b} & -\frac{1}{R_L C_b} + \frac{P_{CPL}}{C_b V_{b,0}^2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & -\frac{K_D}{R_L} + \frac{K_D P_{CPL}}{V_{b,0}^2} & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & -K_{pv} & 0 & a(8,5) & K_{iv} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (6-23)$$

เมื่อ

$$a(2,5) = \frac{K_{pv}K_{pq}K_D}{L_F R_L} + \left(\frac{K_{pv}K_{pq}K_D P_{CPL}}{L_F} - \frac{K_{pv}K_{pq}K_{FB}(r_F - K_{pq})}{L_F^2} \right) \cdot \frac{1}{V_{b,0}^2}$$

$$a(3,1) = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} (2K_{pd}I_{sd,0} - K_{id}X_{id,0} - K_{pd}I_{sd}^*)$$

$$a(3,2) = \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} \left[V_{sq} + 2K_{pq}I_{sq1,0} + K_{pv}K_{pq}V_{dc,0} + \frac{K_{pv}K_{pq}K_D}{R_L} V_{b,0} \right. \\ \left. - K_{iv}K_{pq}X_{v,0} + K_{iq}X_{iq,0} - K_{pv}K_{pq}V_o^* - \left(-\frac{2K_{pv}K_{pq}^2 K_{FB}}{L_F} \right. \right. \\ \left. \left. - \frac{K_{pv}K_{pq}K_D P_{CPL}}{V_{b,0}} \right) \cdot \frac{1}{V_{b,0}} \right]$$

$$a(3,3) = -\frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}^2} \left[K_{pd}I_{sd,0}^2 - K_{id}I_{sd,0}X_{id,0} - K_{pd}I_{sd,0}I_{sd}^* + K_{pq}I_{sq1,0}^2 + V_{sq}I_{sq1,0} \right. \\ \left. + \frac{K_{pv}K_{pq}K_D}{R_L} I_{sq1,0}V_{b,0} - K_{iv}K_{pq}I_{sq1,0}X_{v,0} - K_{iq}I_{sq1,0}X_{iq,0} \right. \\ \left. - K_{pv}K_{pq}I_{sq1,0}V_o^* + \left(-\frac{2K_{pv}K_{pq}^2 K_{FB}}{L_F} I_{sq1,0} + \frac{K_{pv}K_{pq}^3 K_{FB}^2}{L_F^2} \cdot \frac{1}{V_{b,0}} \right. \right. \\ \left. \left. + K_{pv}K_{pq}K_D P_{CPL} I_{sq1,0} - \frac{K_{pv}K_{pq}^2 K_D P_{CPL} K_{FB}}{L_F} \cdot \frac{1}{V_{b,0}} \right. \right. \\ \left. \left. + \frac{K_{pv}K_{iv}K_{pq}^2 K_{FB}}{L_F} X_{v,0} + \frac{K_{pv}K_{pq}K_{iq}K_{FB}}{L_F} X_{iq,0} + \frac{K_{pv}^2 K_{pq}^2 K_{FB}}{L_F} V_o^* \right. \right. \\ \left. \left. - \frac{K_{pv}K_{pq}K_{FB}V_{sq}}{L_F} \right) \cdot \frac{1}{V_{b,0}} - \frac{K_{pv}^2 K_{pq}^2 K_D K_{FB}}{L_F R_L} \right]$$

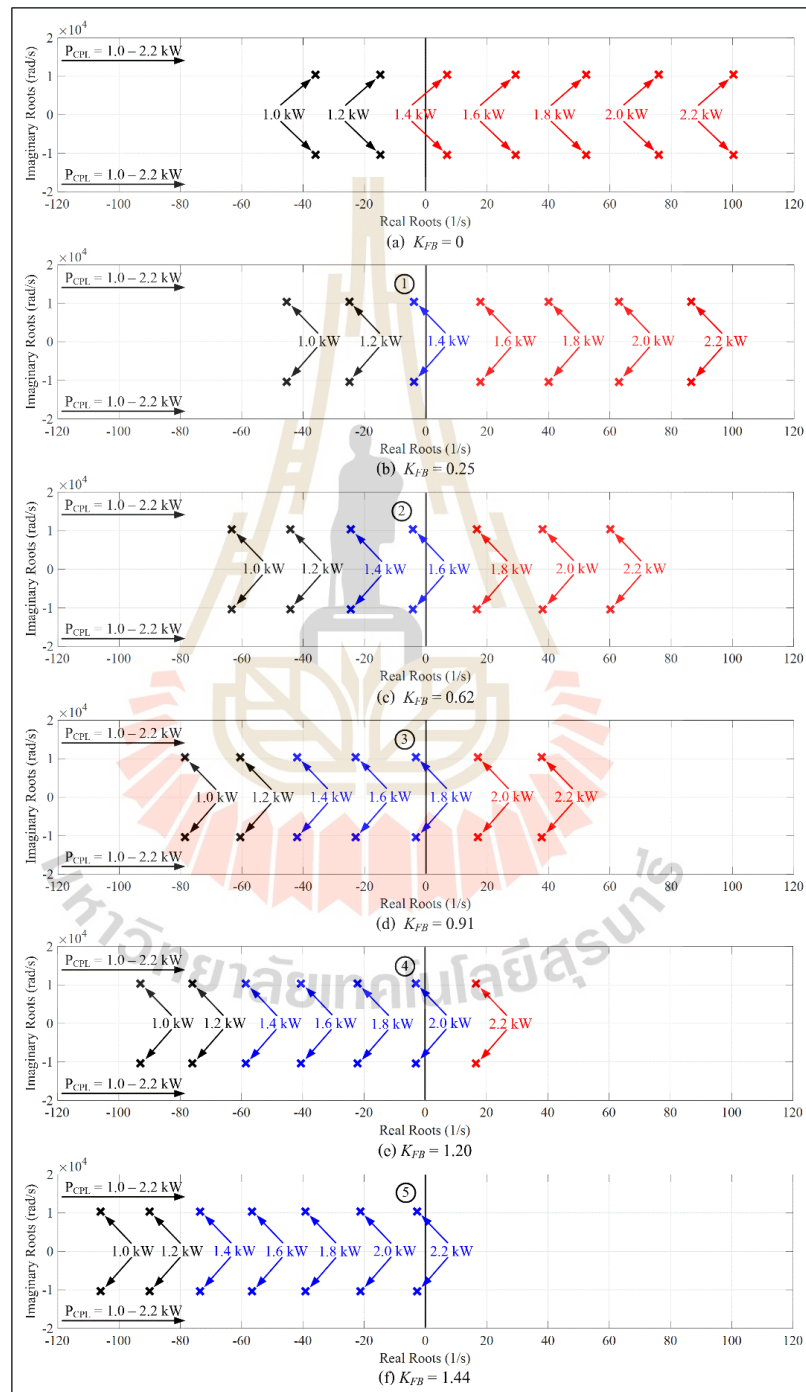
$$\begin{aligned}
\text{และ } a(3,5) &= \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} \left[\frac{K_{pv}K_{pq}K_D}{R_L} I_{sq1,0} - \left(-\frac{2K_{pv}K_{pq}K_{FB}}{L_F} I_{sq1,0} + \frac{2K_{pv}K_{pq}^3K_{FB}}{L_F^2} \cdot \frac{1}{V_{b,0}} \right. \right. \\
&\quad - \frac{K_{pv}^2K_{pq}K_{FB}}{L_F} V_{dc,0} + K_{pv}K_{pq}K_D P_{CPL} I_{sq1,0} + \frac{K_{pv}^2K_{pq}K_{FB}}{L_F} V_o^* \\
&\quad - \frac{2K_{pv}^2K_{pq}K_D P_{CPL} K_{FB}}{L_F} \cdot \frac{1}{V_{b,0}} + \frac{K_{pv}K_{iv}K_{pq}^2K_{FB}}{L_F} X_{v,0} \\
&\quad \left. \left. + \frac{K_{pv}K_{pq}K_{iq}K_{FB}}{L_F} X_{iq,0} - \frac{K_{pv}K_{pq}K_{FB}V_{sq}}{L_F} \right) \cdot \frac{1}{V_{b,0}^2} \right] \\
a(3,6) &= \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} \left(-K_{iv}K_{pq} I_{sq1,0} + \frac{K_{pv}K_{iv}K_{pq}^2K_{FB}}{L_F} \cdot \frac{1}{V_{b,0}} \right) \\
a(3,8) &= \frac{3}{2C_{dc}} \cdot \frac{1}{V_{dc,0}} \left(-K_{iq} I_{sq1,0} + \frac{K_{pv}K_{pq}K_{iq}K_{FB}}{L_F} \cdot \frac{1}{V_{b,0}} \right) \\
a(8,5) &= -\frac{K_{pv}K_D}{R_L} - \left(\frac{K_{pv}K_{pq}K_{FB}}{L_F} - K_{pv}K_D P_{CPL} \right) \cdot \frac{1}{V_{b,0}^2}
\end{aligned}$$

จากเมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาดังสมการที่ (6-23) จะสังเกตเห็นได้ว่า มีขนาดเท่ากับ 8×8 ซึ่งทำให้ค่าเจาะจงของระบบประกอบด้วย 8 ค่า คือ ค่าเจาะจง λ_1 ถึง λ_8 โดยจะมีค่าเจาะจงเพียงคู่เดียวเท่านั้นที่เป็นค่าเจาะจงเด่น และมีอิทธิพลต่อเสถียรภาพของชุดทดสอบโดยตรง เช่นเดียวกับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงที่พิจารณาดังที่ได้รับการอธิบายรายละเอียดไว้แล้วในหัวข้อที่ 4.2.1 ในบทที่ 4 และในหัวข้อที่ 5.2.3 ในบทที่ 5 ดังนั้นการวิเคราะห์ทางทฤษฎีเกี่ยวกับเสถียรภาพของชุดทดสอบจึงสามารถทำได้โดยวิเคราะห์และพิจารณาจากคู่ของค่าเจาะจงเด่นที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบโดยตรงดังกล่าวได้ โดยจากเมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ดังสมการที่ (6-23) และค่าในสภาวะคงตัวที่คำนวณได้ เมื่อกำหนดให้พารามิเตอร์ของชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเป็นดังตารางที่ 6.1 จะได้เส้นทางเดินของค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบ เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีการเปลี่ยนแปลงจาก 1 kW ถึง 2.2 kW แสดงได้ดังรูปที่ 6.10 โดยรูปที่ 6.10(a) ได้กำหนดให้ $K_{FB} = 0$ หมายถึง ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาทำงานโดยไม่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก ซึ่งจากรูปดังกล่าวจะสังเกตเห็นได้ว่า เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มขึ้นเป็น 1.4 kW ส่วนจริงของค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบจะมีค่ามากกว่าศูนย์ ซึ่งเป็นกรณีที่ไม่เป็นไปตามเงื่อนไขของสมการที่ (4-5) ที่ระบุไว้ว่า ระบบจะมีเสถียรภาพ ถ้าส่วนจริงของค่าเจาะจงมีค่าน้อยกว่าศูนย์ ดังนั้นที่จุดปฏิบัติการนี้ ชุดทดสอบจะขาดเสถียรภาพ โดยจุดการขาดเสถียรภาพเกิดขึ้นก่อนค่ากำลังไฟฟ้าพิกัดของชุดทดสอบ นั่นคือ $P_{CPL, rated} = 2.2$ kW ซึ่งเป็นเช่นเดียวกับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงที่การขาดเสถียรภาพจะเกิดขึ้นก่อนค่ากำลังไฟฟ้าพิกัดของระบบดังที่ได้อธิบายรายละเอียดไว้ในหัวข้อที่ 4.2 ในบทที่ 4 และในหัวข้อที่ 5.2.3 ในบทที่ 5 ดังนั้นเพื่อทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพ

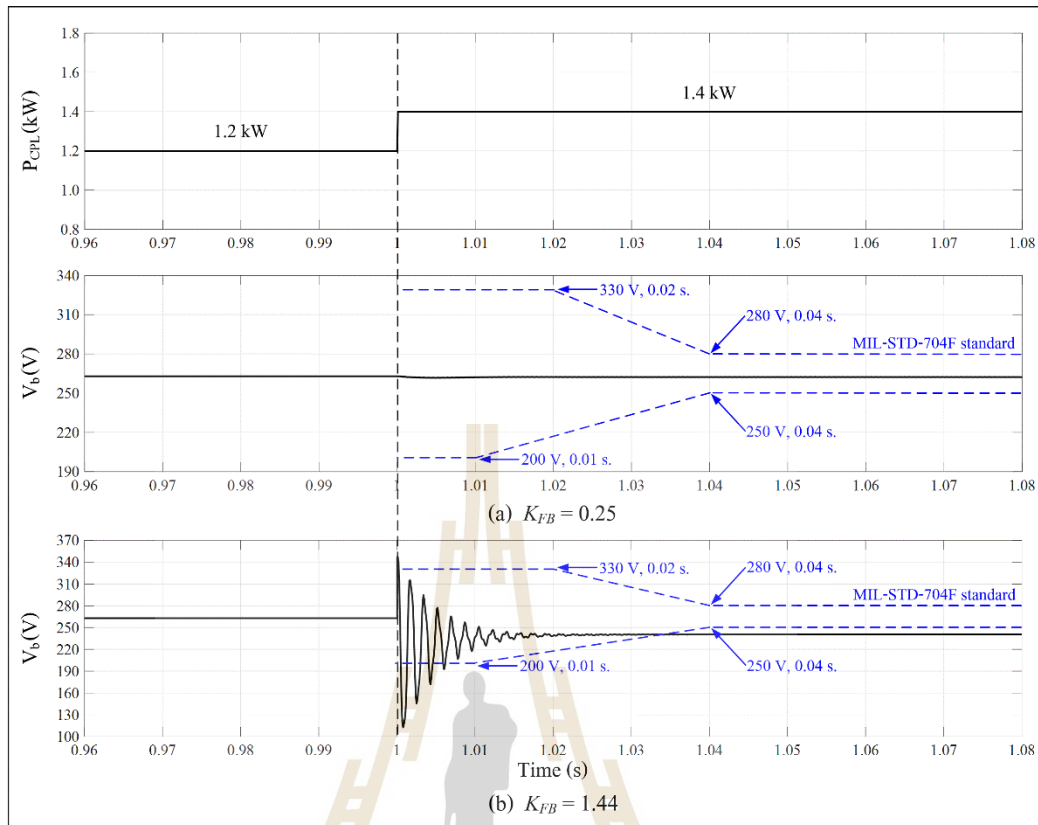
กลับมาที่มีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้ในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด การบรรเทาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจึงเป็นสิ่งสำคัญและจำเป็นอย่างมาก ด้วยเหตุนี้งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงดำเนินการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาโดยใช้เทคนิคลูบยกเล็ก

เส้นทางเดินของค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบในกรณีที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูบยกเล็ก เมื่อ K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0.25, 0.62, 0.91, 1.20 และ 1.44 แสดงได้ดังรูปที่ 6.10(b) ถึงรูปที่ 6.10(f) ตามลำดับ โดยจากรูปที่ 6.10(b) จะสังเกตได้ว่า เมื่อ $K_{FB} = 0.25$ ค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบที่โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเท่ากับ 1.4 kW ซึ่งเป็นจุดการขาดเสถียรภาพจะเคลื่อนที่จากทางด้านขวามือมาอยู่ทางด้านซ้ายมือของระนาบเอส นั่นคือ ส่วนจริงของค่าเจาะจงเด่นมีค่าน้อยกว่าศูนย์เป็นไปตามเงื่อนไขของสมการที่ (4-5) ซึ่งหมายถึง การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูบยกเล็กที่นำเสนอสามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมาที่มีเสถียรภาพได้โดยเพียงแค่เพิ่มค่า K_{FB} จาก 0 เป็น 0.25 แต่อย่างไรก็ตามถ้าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มขึ้นมากกว่า 1.4 kW เช่น เพิ่มขึ้นเป็น 1.6 kW ในขณะที่ K_{FB} ยังคงมีค่าเท่าเดิมเท่ากับ 0.25 ชุดทดสอบจะเกิดการขาดเสถียรภาพได้อีกครั้ง เนื่องจากค่า K_{FB} ดังกล่าวไม่เพียงพอต่อการชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวในการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบ ซึ่งสังเกตได้จากรูปที่ 6.10(b) ที่ค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 1.6 kW ยังคงอยู่ทางด้านขวามือของระนาบเอส เมื่อ $K_{FB} = 0.25$ ดังนั้นเพื่อให้ค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบเคลื่อนที่จากทางด้านขวามือมาอยู่ทางด้านซ้ายมือของระนาบเอส นั่นคือ ทำให้ชุดทดสอบมีเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 1.6 kW K_{FB} จะต้องมีค่าเพิ่มขึ้นเป็น 0.62 ดังแสดงในรูปที่ 6.10(c) ในทำนองเดียวกันสำหรับโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีค่าเท่ากับ 1.8 kW, 2 kW และ 2.2 kW ซึ่งเป็นค่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่พิกัด ($P_{CPL, rated}$) K_{FB} จะต้องมีค่าเพิ่มขึ้นเท่ากับ 0.91, 1.20 และ 1.44 ดังแสดงในรูปที่ 6.10(d), รูปที่ 6.10(e) และรูปที่ 6.10(f) ตามลำดับถึงจะสามารถทำให้ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีเสถียรภาพได้ โดยผลการวิเคราะห์ที่ได้ดังรูปที่ 6.10 เป็นการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบด้วยการกำหนดและเลือกใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอ (sufficiently small) ซึ่งอ้างอิงตามผลการวิเคราะห์และการออกแบบหาค่า K_{FB} สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงที่พิจารณาดังที่ได้อธิบายรายละเอียดไว้ในหัวข้อที่ 5.2.3 ในบทที่ 5 ซึ่งแสดงให้เห็นว่าการใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอสามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมาที่มีเสถียรภาพได้ และผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงหลังจากบรรเทาการขาดเสถียรภาพก็เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ในขณะที่การใช้ K_{FB} ที่มีค่ามากเกินไป รวมถึงการใช้ K_{FB} ที่มีค่าคงที่เพียงค่าเดียวสำหรับทุก ๆ

ค่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ไม่เป็นผลดีต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ เนื่องจากค่า K_{FB} ดังกล่าว อาจส่งผลทำให้แรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงไม่เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F หรืออาจส่งผลทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพได้



รูปที่ 6.10 ค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบที่ใช้สำหรับการวิเคราะห์เสถียรภาพ



รูปที่ 6.11 ผลบรรเทาการขาดเสถียรภาพจากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ที่ $P_{CPL} = 1.4$ kW

ผลการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์เพื่อยืนยันว่าข้อสรุปดังกล่าวข้างต้นเป็นเช่นเดียวกันสำหรับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบ แสดงได้ดังรูปที่ 6.11 ซึ่งจากรูปเป็นผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีการเปลี่ยนแปลงจาก 1.2 kW ไปเป็น 1.4 kW ซึ่งก็คือ จุดการขาดเสถียรภาพ ที่เวลา 1.0 วินาที โดยรูปที่ 6.11(b) ได้กำหนดให้ K_{FB} มีค่าเท่ากับ 1.44 ซึ่งเป็นค่า K_{FB} ที่ผลจากการวิเคราะห์ทางทฤษฎีดังรูปที่ 6.10 แสดงให้เห็นว่า ค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบที่โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 1.4 kW ซึ่งเป็นจุดการขาดเสถียรภาพ จนถึงค่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่พิกัด คือ $P_{CPL, rated} = 2.2$ kW จะอยู่ทางด้านซ้ายมือของระนาบเอสทั้งหมด หมายถึง ค่า $K_{FB} = 1.44$ สามารถใช้สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพเพื่อทำให้ชุดทดสอบมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานจนถึงค่ากำลังไฟฟ้าที่พิกัดได้ โดยจากรูปที่ 6.11(b) จะพบว่า ค่า $K_{FB} = 1.44$ สามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพ ณ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเท่ากับ 1.4 kW กลับมามีเสถียรภาพได้ ซึ่งสังเกตได้จากผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงมีการสั่นไหวที่ลดลงจนกระทั่งมีค่าคงที่เมื่อเข้าสู่สภาวะอยู่ตัว แต่อย่างไรก็ตามแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงในสภาวะอยู่ตัวมีค่าเท่ากับ

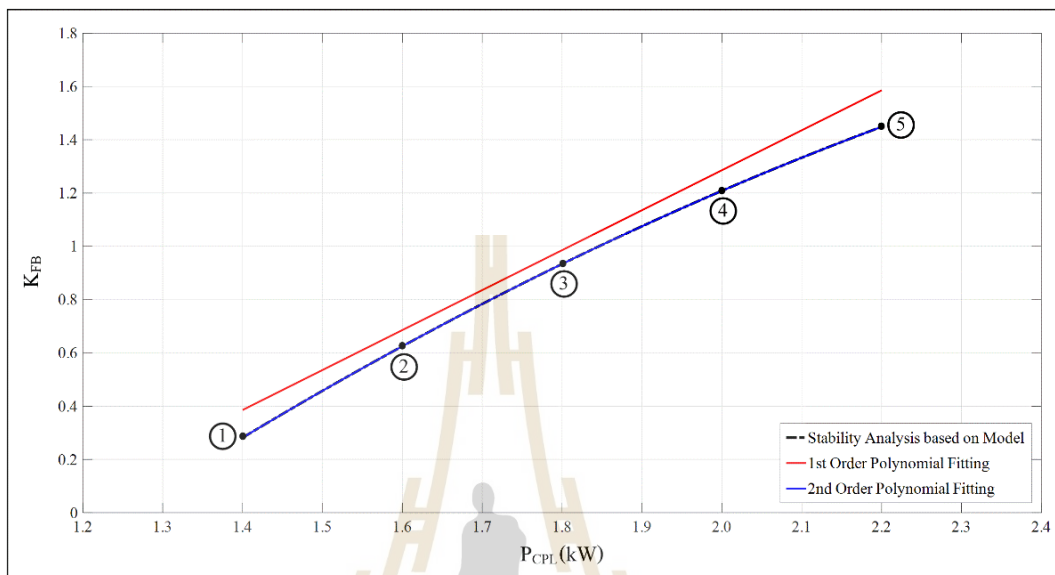
240.40 V ซึ่งไม่เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ที่ได้กำหนดให้แรงดันไฟฟ้าที่ บัสไฟฟ้ากระแสตรงในสภาวะอยู่ตัวต้องมีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ในขณะที่รูปที่ 6.11(a) ได้ กำหนดให้ K_{FB} มีค่าเท่ากับ 0.25 ซึ่งเป็นค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอที่เริ่มทำให้ระบบที่ขาด เสถียรภาพ ณ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเท่ากับ 1.4 kW กลับมามีเสถียรภาพได้ ตามผลจาก การวิเคราะห์ที่ได้ตั้งรูปที่ 6.10(b) โดยจากรูปที่ 6.11(a) จะสังเกตได้ว่า $K_{FB} = 0.25$ สามารถทำให้ ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพได้ และผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่ บัสไฟฟ้ากระแสตรงหลังจากบรรเทาการขาดเสถียรภาพเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัว

ดังนั้นจากผลการวิเคราะห์ที่ได้ตั้งรูปที่ 6.10 ร่วมกับผลจากการจำลองสถานการณ์ บนคอมพิวเตอร์ที่ได้ตั้งรูปที่ 6.11 สามารถยืนยันได้อีกครั้งว่า การใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอ สามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมา มีเสถียรภาพได้ และผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงหลังจาก บรรเทาการขาดเสถียรภาพเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ในขณะที่การใช้ K_{FB} ที่มีค่า มากเกินไป รวมถึงการใช้ K_{FB} ที่มีค่าคงที่เพียงแค่ว่าเดียวสำหรับทุก ๆ ค่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ไม่เป็นผลดีต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ เนื่องจากค่า K_{FB} ดังกล่าว ส่งผลทำให้แรงดันไฟฟ้า ที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงไม่เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ซึ่งข้อสรุปดังกล่าวเป็นเช่นเดียวกัน สำหรับทั้งการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงที่พิจารณา และการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา ด้วยเหตุนี้งานวิจัย วิทยานิพนธ์จึงเลือกใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอในการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ เพื่อหลีกเลี่ยง การไม่เป็นไปตามมาตรฐานของผลการตอบสนองสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง ภายหลังจากบรรเทาการขาดเสถียรภาพ แต่อย่างไรก็ตามจากผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีที่ได้ตั้ง รูปที่ 6.10 ซึ่งได้รับการอธิบายไปในตอนต้นจะพบว่า การใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอสำหรับ บรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบ ถ้าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มสูงขึ้น ในขณะที่ K_{FB} ยังคงมีค่าคงที่และมีค่าเท่าเดิม ชุดทดสอบจะเกิดการขาดเสถียรภาพได้อีกครั้ง เนื่องจากค่า K_{FB} ไม่ เพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ดังนั้นถ้าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มมากขึ้น K_{FB} จะต้องมีค่าเพิ่มมากขึ้นอย่างเหมาะสมด้วยเช่นกัน เพื่อให้เพียงพอต่อการบรรเทาการขาด เสถียรภาพและสามารถรักษาเสถียรภาพของชุดทดสอบได้ โดยหากต้องการให้ชุดทดสอบ มีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขของค่าพิกัดกำลังจึงจำเป็นที่จะต้องดำเนินการ ออกแบบหาค่า K_{FB} ใหม่สำหรับจุดปฏิบัติงานที่โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มสูงขึ้นและสำหรับ ทุก ๆ จุดปฏิบัติงานของระบบ ซึ่งมีความยุ่งยากและซับซ้อนในทางปฏิบัติ ด้วยเหตุนี้งานวิจัย วิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว โดยเป็นการประยุกต์ใช้วิธีการบรรเทา

การขาดเสถียรภาพที่อาศัยเทคนิคลูปลูกเล็กร่วมกับการใช้สมการอย่างง่ายของค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอกับที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่มีการเปลี่ยนแปลง ซึ่งสามารถทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดงานการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้ ดังรายละเอียดที่ได้นำเสนอและอธิบายไว้ในหัวข้อที่ 5.3 ในบทที่ 5 ดังนั้นจากองค์ความรู้ที่ได้จากการศึกษาวิจัยในหัวข้อที่ 5.3 ในบทที่ 5 สามารถนำมาสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวสำหรับชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาได้ดังรายละเอียดดังต่อไปนี้

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในรูปที่ 6.1 แสดงได้ด้วยพื้นที่สีส้มในรูปที่ 6.1 ซึ่งจากรูปจะสังเกตได้ว่า วิธีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่นำเสนอเป็นการประยุกต์ใช้วิธีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปลูกเล็กตั้งพื้นที่สีเขียวในรูปที่ 6.1 ร่วมกับการใช้สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวตั้งพื้นที่สีฟ้าในรูปที่ 6.1 ซึ่งเป็นสมการอย่างง่ายที่สามารถคำนวณค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอกับที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่มีการเปลี่ยนแปลง โดยสมการดังกล่าวได้มาจากการหาสมการโพลีโนเมียลที่อาศัยเส้นแนวโน้มการขาดเสถียรภาพหรือเสนอเสถียรภาพจากการวิเคราะห์เสถียรภาพผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของชุดทดสอบที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีตีควดดังสมการที่ (6-22) ดังนั้นจากแผนภาพและขั้นตอนการกำหนดสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังรูปที่ 5.10 และรายละเอียดที่ได้อธิบายไว้ในหัวข้อที่ 5.3 ในบทที่ 5 ซึ่งสามารถเขียนเป็นโปรแกรมการคำนวณเชิงตัวเลขสำหรับการกำหนดสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวได้ดังที่แสดงรายละเอียดในภาคผนวก ง. เมื่อกำหนดให้พารามิเตอร์ของชุดทดสอบเป็นดังตารางที่ 6.1 และการทำงานของโปรแกรมดังกล่าวสิ้นสุดลง จะได้ผลการหาสมการโพลีโนเมียลสำหรับชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาแสดงดังรูปที่ 6.12 ซึ่งจากรูปจะสังเกตได้ว่าเส้นประสีดำคือ เส้นเสนอเสถียรภาพ ซึ่งสร้างได้จากผลการวิเคราะห์เสถียรภาพที่ได้ดำเนินการวิเคราะห์จากจุดเริ่มต้นการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบ นั่นคือ เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับ 1.4 kW จนถึงค่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่พิกัดคือ $P_{CPL, rated} = 2.2$ kW โดยจุด ① ถึงจุด ⑤ ซึ่งเป็นผลที่ได้จากการวิเคราะห์และออกแบบหาค่า K_{FB} ที่ได้ดำเนินการวิเคราะห์ไปแล้วดังที่ปรากฏอยู่ในรูปที่ 6.10 ก็ได้รับการกำหนดและปรากฏอยู่บนเส้นเสนอเสถียรภาพที่สร้างได้นี้ด้วยเช่นกัน เพราะ K_{FB} ที่ได้มีค่าที่ตรงกัน ในขณะที่เส้นสีแดงและเส้นสีน้ำเงินในรูปที่ 6.12 คือ เส้นกราฟที่ได้มาจากการหาสมการโพลีโนเมียลอันดับหนึ่งและอันดับสองด้วยคำสั่ง “polyfit” ของโปรแกรม MATLAB ตามลำดับ โดยจะพบว่า เส้นกราฟสีน้ำเงินซึ่งได้จากสมการโพลีโนเมียลอันดับสองมีความถูกต้องแม่นยำและเทียบเท่ากับเส้นเสนอเสถียรภาพมากกว่าเส้นกราฟสีแดงที่ได้จากสมการโพลีโนเมียล-

อันดับหนึ่ง ดังนั้นสมการโพลีโนเมียลอันดับสองที่กำหนดได้ดังแสดงในสมการที่ (6-24) จะถูกใช้เป็นสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวสำหรับชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา



รูปที่ 6.12 การหาสมการโพลีโนเมียลด้วยการเลือกเส้นกราฟที่เหมาะสมของชุดทดสอบ

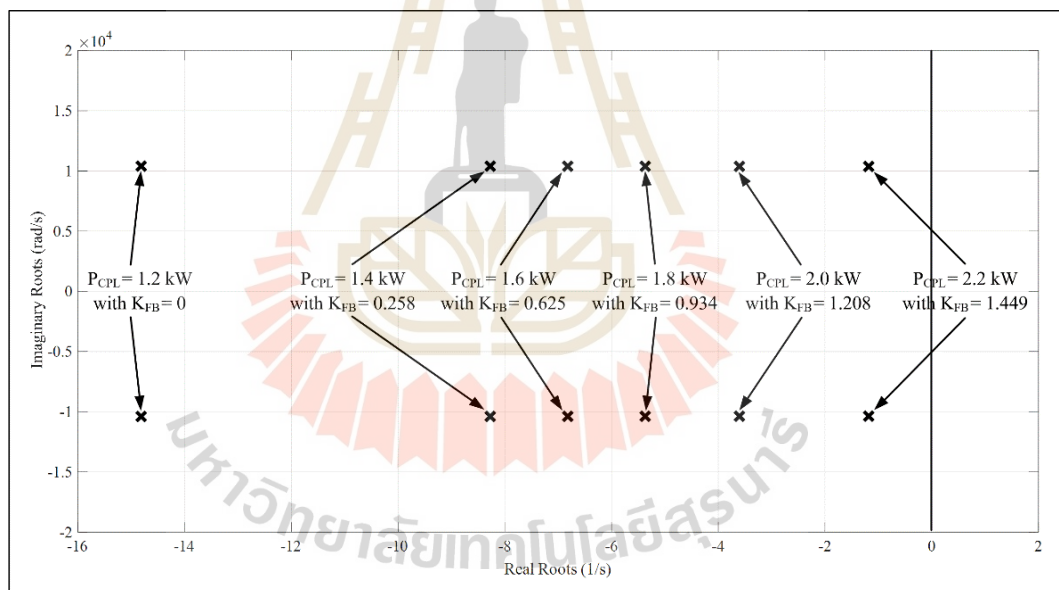
$$K_{FB} = (-4.282 \times 10^{-7}) P_{CPL}^2 + 0.003 P_{CPL} - 3.079 \quad (6-24)$$

$$\text{เมื่อ} \quad P_{CPL} = I_o V_b - \frac{V_b^2}{R_L} \quad (6-25)$$

จากสมการที่ (6-24) จะพบว่า ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอจะสามารถแปรเปลี่ยนค่าได้อย่างเหมาะสมตามระดับของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีการเปลี่ยนแปลง โดยค่าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวสำหรับการปรับเปลี่ยนค่า K_{FB} สามารถคำนวณได้จากกระแสไฟฟ้าของโหลดทั้งหมด (I_o) และแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ตามสมการที่ (6-25) ซึ่งทั้งค่า I_o และค่า V_b ได้มาจากตัวตรวจวัดกระแสไฟฟ้าและตัวตรวจวัดแรงดันไฟฟ้าที่มีอยู่แล้วของระบบ ในขณะที่ R_L คือ ค่าความต้านทานของโหลด ซึ่งถูกกำหนดให้มีค่าคงที่ดังตารางที่ 6.1 ดังนั้นเมื่อชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังพื้นที่สีส้มในรูปที่ 6.1 K_{FB} จะแปรเปลี่ยนค่าได้อย่างเหมาะสมตามการเปลี่ยนแปลงของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว

ซึ่งทำให้สามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพได้ และสามารถรักษาให้ชุดทดสอบมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้

ผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีที่อาศัยการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่พึ่งพาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของชุดทดสอบซึ่งพิสูจน์หาได้ด้วยวิธีตีควดสังการที่ (6-22) และค่าเจาะจงที่สามารถคำนวณได้จากเมตริกซ์จาโคเบียน $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ ดังสมการที่ (6-23) สำหรับการตรวจสอบและยืนยันว่าการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่มีการปรับเปลี่ยนค่า K_{FB} อย่างเหมาะสมตามระดับของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีการเปลี่ยนแปลงด้วยสมการที่ (6-24) สามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้อย่างสมบูรณ์ ซึ่งทำให้ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดแสดงได้ดังรูปที่ 6.13 ดังนี้



รูปที่ 6.13 ค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบเมื่อมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว

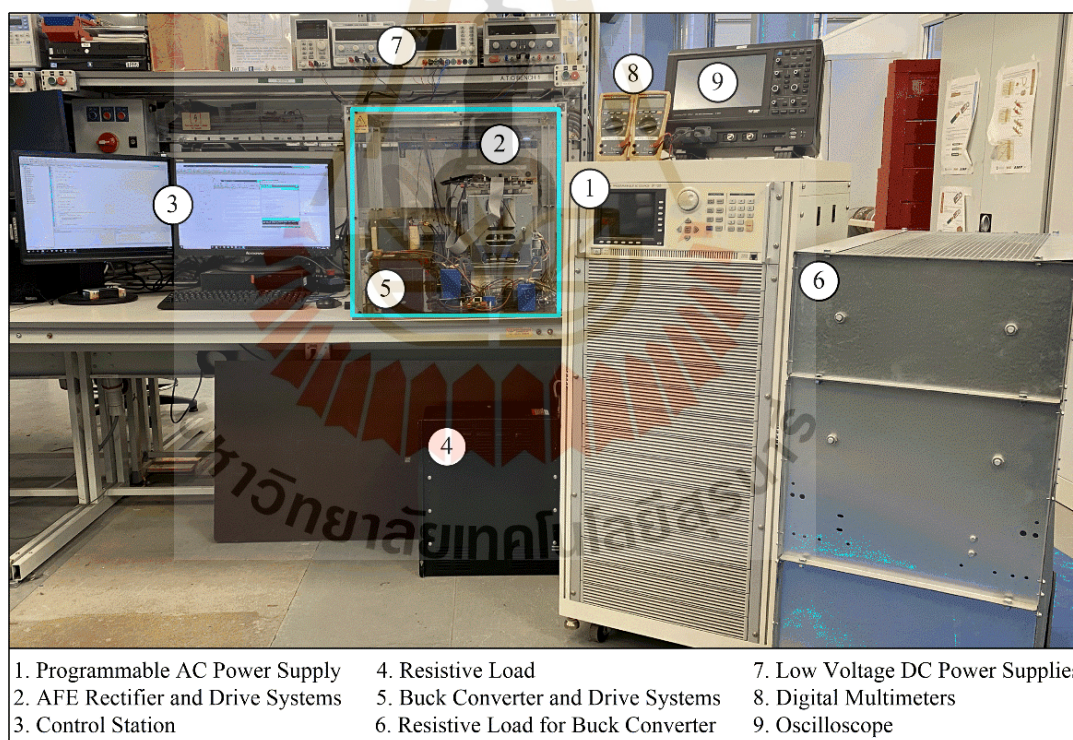
จากรูปที่ 6.13 ซึ่งเป็นเส้นทางเดินของค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบ เมื่อค่าพารามิเตอร์ของชุดทดสอบเป็นดังตารางที่ 6.1 และโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าตั้งแต่ 1.2 kW จนถึง 2.2 kW ในขณะที่ค่า K_{FB} มีการเปลี่ยนแปลงตามระดับของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวด้วยสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังสมการที่ (6-24) จะสังเกตได้ว่า เมื่อ K_{FB} มีค่าแปรเปลี่ยนไปตามระดับของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวด้วยสมการที่ (6-24) โดย K_{FB} จะมีค่าค่อย ๆ

เพิ่มมากขึ้น จนกระทั่งมีค่าเท่ากับ 1.449 ที่ค่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวพิกัด นั่นคือ $P_{CPL, rated} = 2.2 \text{ kW}$ จะทำให้ส่วนจริงของค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดมีค่าน้อยกว่าศูนย์ หมายถึง ค่าเจาะจงเด่นของชุดทดสอบจะอยู่ทางด้านซ้ายมือของระนาบเอสเสมอ ซึ่งเป็นไปตามเงื่อนไขของสมการที่ (4-5) ในบทที่ 4 ที่ระบุไว้ว่า ระบบจะมีเสถียรภาพ ถ้าส่วนจริงของค่าเจาะจงมีค่าน้อยกว่าศูนย์ ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้ว่าวิธีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่นำเสนอ ซึ่งอาศัยเทคนิคคูปยกลีกร่วมกับสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังสมการที่ (6-24) สามารถปรับเปลี่ยนค่า K_{FB} ได้อย่างเหมาะสมตามการเปลี่ยนแปลงของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งทำให้สามารถกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพได้อย่างสมบูรณ์ ด้วยเหตุนี้ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาจึงมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด

จากการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของชุดทดสอบที่ได้ดำเนินการทั้งหมดในหัวข้อที่ 6.2.2 จะพบว่า ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเมื่อไม่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว จะเกิดการขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับ 1.4 kW ซึ่งการขาดเสถียรภาพเกิดขึ้นก่อนค่ากำลังไฟฟ้าพิกัดของระบบ นั่นคือ $P_{CPL, rated} = 2.2 \text{ kW}$ ส่งผลทำให้ระบบไม่สามารถทำงานต่อได้ในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด แต่อย่างไรก็ตามเมื่อชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการที่นำเสนอ ซึ่งเป็นการประยุกต์ใช้เทคนิคคูปยกลีกร่วมกับสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่สามารถคำนวณหาค่าอัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคคูปยกลีกร่วม (K_{FB}) ที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่มีการเปลี่ยนแปลง โดยสมการดังกล่าวได้มาจากการหาสมการโพลีโนเมียลที่อาศัยเส้นอเสถียรภาพจากการวิเคราะห์เสถียรภาพผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีดีคิว ผลการขาดเสถียรภาพของระบบอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวถูกกำจัดได้อย่างสมบูรณ์ ด้วยเหตุนี้จึงทำให้ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด ณ $P_{CPL, rated} = 2.2 \text{ kW}$ ได้ โดยผลการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของชุดทดสอบที่ได้มีความสอดคล้องและเป็นไปในทำนองเดียวกันกับผลการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงที่พิจารณาดังที่ได้นำเสนอและอธิบายรายละเอียดไว้ในบทที่ 4 และบทที่ 5 ซึ่งสามารถสรุปได้อีกครั้งว่า โดยปกติ ระบบไฟฟ้าที่พิจารณาเมื่อไม่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวจะเกิดการขาดเสถียรภาพขึ้น ซึ่งการขาดเสถียรภาพจะเกิดขึ้นก่อนค่ากำลังไฟฟ้าพิกัดของระบบ ส่งผลทำให้ระบบไม่สามารถทำงานต่อได้ในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด แต่เมื่อระบบไฟฟ้าที่พิจารณามีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการที่นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ ระบบไฟฟ้าที่พิจารณานอกจาก

จะไม่เกิดการขาดเสถียรภาพแล้ว ยังสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้ ดังนั้นเพื่อเป็นการแสดงให้เห็นและยืนยันว่า แนวคิดองค์ความรู้ และวิธีการที่ได้นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์สามารถใช้งานได้จริงในทางปฏิบัติ โดยเฉพาะอย่างยิ่งเพื่อเป็นการแสดงให้เห็นและยืนยันว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่นำเสนอเป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพที่สามารถใช้รับประกันการทำงานที่มีเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นได้จริงในทางปฏิบัติ ซึ่งทำให้ผลการศึกษวิจัยของวิทยานิพนธ์มีความน่าเชื่อถือเพิ่มมากขึ้น ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาจึงได้รับการออกแบบและสร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการสำหรับใช้ยืนยันผลการศึกษวิจัยทั้งหมดของวิทยานิพนธ์ โดยการสร้างชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินแสดงรายละเอียดได้ดังหัวข้อที่ 6.3 ดังนี้

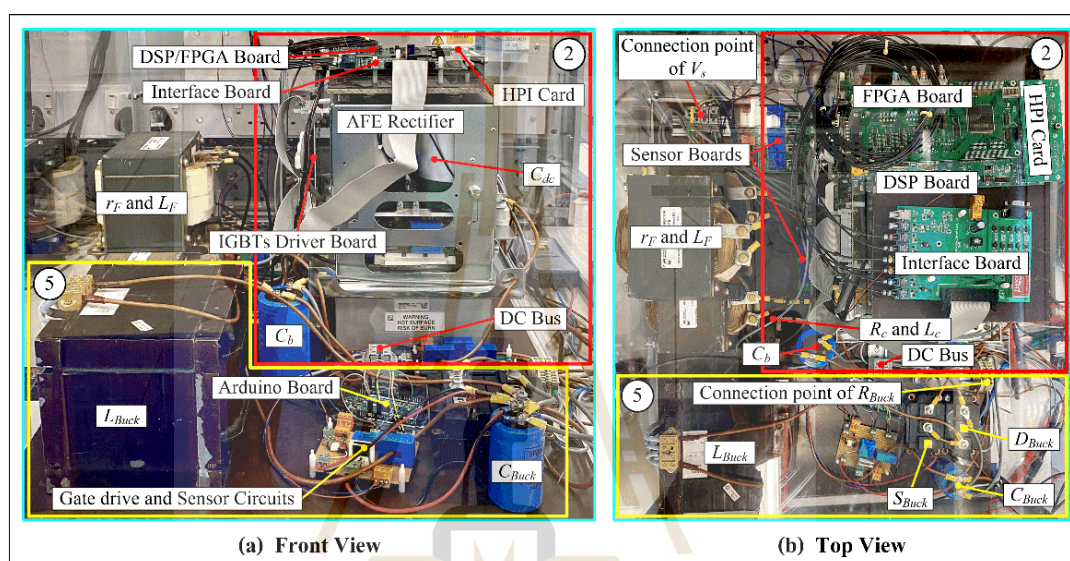
6.3 การสร้างชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา



รูปที่ 6.14 ภาพรวมของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

ภาพรวมของชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ซึ่งมีโครงสร้าง

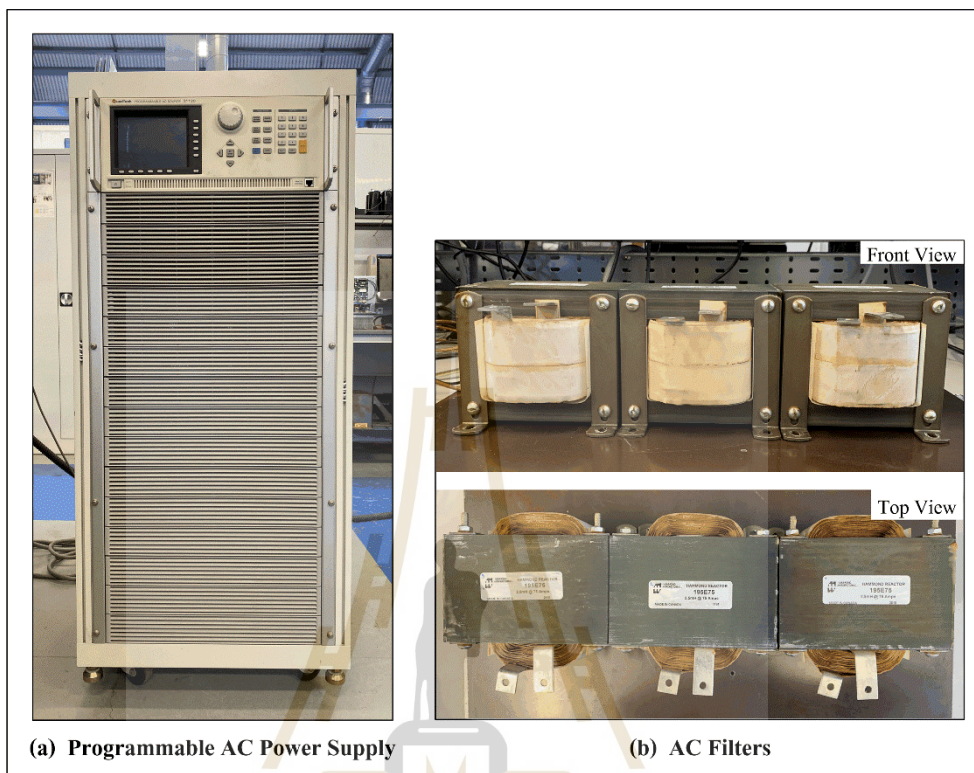
ดังรูปที่ 6.1 และได้รับการสร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการของสถาบันเทคโนโลยีการบินและอวกาศ มหาวิทยาลัยนอตทิงแฮม สหราชอาณาจักร แสดงได้ดังรูปที่ 6.14 ในขณะที่รูปที่ 6.15(a) และรูปที่ 6.15(b) เป็นมุมมองด้านหน้า (front view) และมุมมองด้านบน (top view) ของชุดทดสอบในพื้นที่สีฟ้าในรูปที่ 6.14 ตามลำดับ ซึ่งได้ถูกขยายเพื่อแสดงถึงรายละเอียดและส่วนประกอบของชุดทดสอบให้เห็นชัดเจนมากยิ่งขึ้น



รูปที่ 6.15 ภาพขยายสำหรับมุมมองด้านหน้าและมุมมองด้านบนของชุดทดสอบ

จากทั้งรูปที่ 6.14 และรูปที่ 6.15 จะพบว่า ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีส่วนประกอบที่สามารถแบ่งออกเป็น 5 ส่วนที่สำคัญ คือ ส่วนของระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับ ดังแสดงด้วย ① ส่วนของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟพร้อมด้วยระบบควบคุม ดังแสดงด้วย ② และ ③ ส่วนของโหลด ประกอบด้วย โหลดความต้านทาน และวงจรแปลงผันแบบบัคค์ที่มีการควบคุมแรงดันเอาต์พุตที่ตกคร่อมตัวต้านทาน ซึ่งถูกใช้เป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ดังแสดงด้วย ④ ⑤ และ ⑥ ตามลำดับ ส่วนของแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสตรงแรงดันต่ำ (low voltage DC power supplies) ดังแสดงด้วย ⑦ ซึ่งใช้เป็นแหล่งจ่ายสำหรับอุปกรณ์หรือวงจรอิเล็กทรอนิกส์ของชุดทดสอบ เช่น วงจรขับเกท (gate drive circuit) วงจรตรวจจับแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้า เป็นต้น และส่วนของเครื่องมือวัดทางไฟฟ้า ซึ่งประกอบด้วย ดิจิตอลมัลติมิเตอร์ (digital multimeter) และออสซิลโลสโคป (oscilloscope) ดังแสดงด้วย ⑧ และ ⑨ ตามลำดับ สำหรับรายละเอียดของอุปกรณ์ต่าง ๆ ที่ใช้ในการสร้างชุดทดสอบสามารถแสดงได้ดังต่อไปนี้

6.3.1 ระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับ

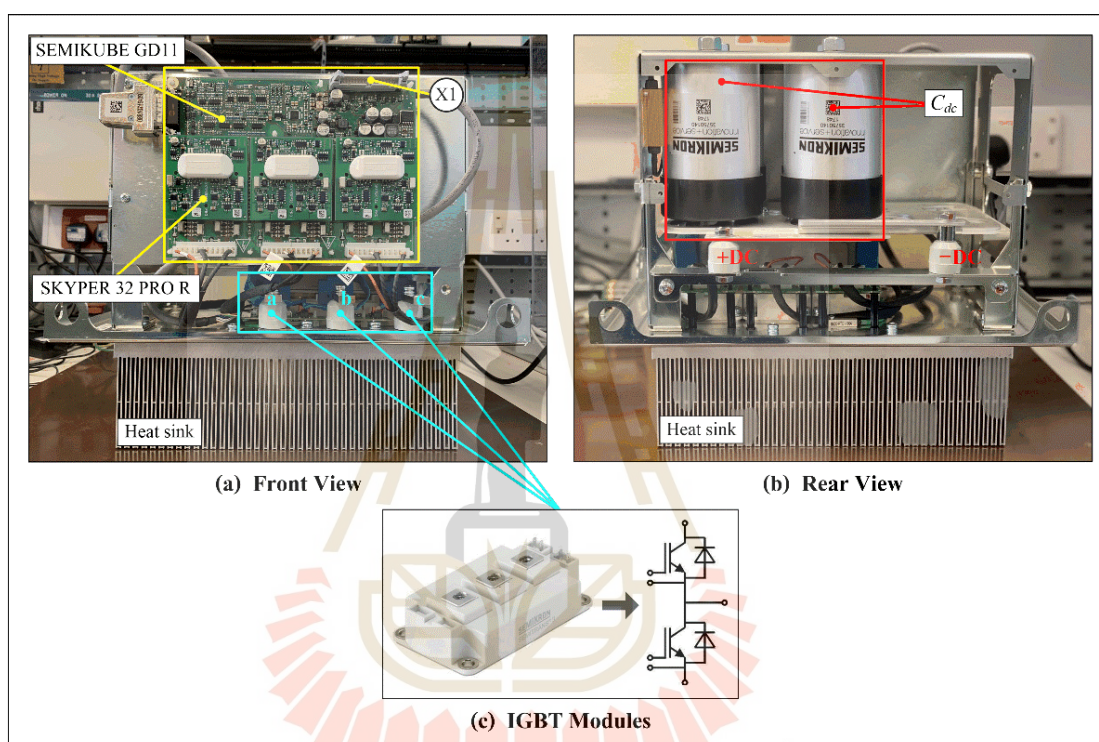


รูปที่ 6.16 ระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับของชุดทดสอบ

ส่วนของระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับของชุดทดสอบประกอบด้วย แหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับและวงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ ซึ่งถูกใช้แทนเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรในสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงที่พิจารณา เนื่องจากข้อจำกัดของห้องปฏิบัติการตามที่ได้กล่าวไว้ในตอนต้นของบทนี้ โดยแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับได้ใช้แหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับแบบโปรแกรมได้ (programmable AC power supply) รุ่น 31120 ของบริษัท QuadTech ดังแสดงในรูปที่ 6.16(a) ซึ่งแหล่งจ่ายดังกล่าวมีพิกัดแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าทางด้านเอาต์พุตต่อเฟสเท่ากับ $0 V_{\text{rms/phase}}$ ถึง $150 V_{\text{rms/phase}}$ และ $32 A_{\text{rms/phase}}$ ตามลำดับ ในขณะที่ความถี่ของไฟฟ้ากระแสสลับสามารถปรับได้ในช่วง 15 Hz ถึง 1500 Hz โดยในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะปรับตั้งแรงดันไฟฟ้ากระแสสลับสามเฟสแบบสมดุลจากแหล่งจ่ายดังกล่าวให้มีค่าเท่ากับ $100 V_{\text{rms/phase}}$ และมีความถี่เท่ากับ 400 Hz ตามค่าพารามิเตอร์ของชุดทดสอบดังที่ได้แสดงไว้ในตารางที่ 6.1 สำหรับวงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับได้ใช้ตัวเหนี่ยวนำ รุ่น 195E75 AC Reactor ของบริษัท Hammond จำนวน 3 ตัว ดังแสดงใน

รูปที่ 6.16(b) โดยตัวเหนี่ยวนำดังกล่าวมีพิกัดกระแสไฟฟ้าเท่ากับ $75 A_{peak}$ และจะมีค่าความต้านทานภายในในตัวเหนี่ยวนำ ซึ่งทำให้วงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับถูกแทนด้วยวงจรถอนุกรมของความต้านทานภายในตัวเหนี่ยวนำ (r_F) และความเหนี่ยวนำ (L_F) ของวงจรกรอง ดังที่แสดงในโครงสร้างของชุดทดสอบในรูปที่ 6.1 และมีค่าพารามิเตอร์เป็นดังตารางที่ 6.1

6.3.2 วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟและระบบควบคุม



รูปที่ 6.17 วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟของชุดทดสอบ

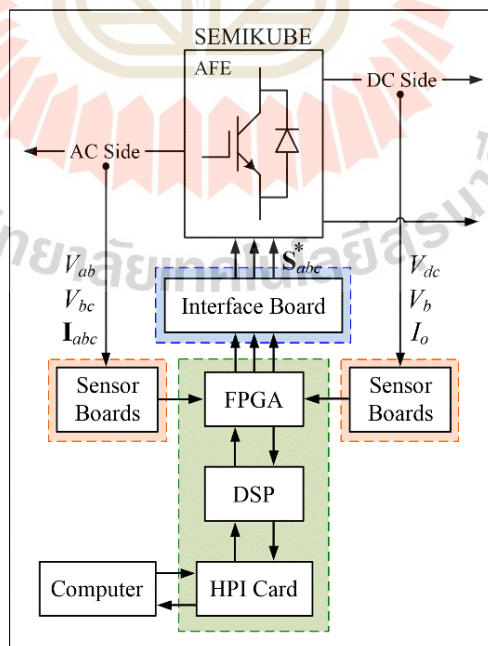
ชุดอุปกรณ์แปลงผันกำลัง (power converter stack) รุ่น SEMIKUBE IGD-1-424-P1N4-DL-FA ของบริษัท Semikron ดังแสดงในรูปที่ 6.17 ถูกใช้เป็นวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟของชุดทดสอบ ซึ่งจากรูปที่ 6.17 จะสังเกตได้ว่า อุปกรณ์แปลงผันกำลังดังกล่าวประกอบด้วย 3 ชุดอุปกรณ์ที่สำคัญ ได้แก่

1. ชุดของมอดูลสวิตช์ไอจีบีที (IGBT) จำนวน 3 มอดูล ดังพื้นที่สีฟ้าในรูปที่ 6.17(a) ซึ่งทำหน้าที่เป็นอุปกรณ์สวิตช์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟเพื่อแปลงไฟฟ้ากระแสสลับที่ได้จากส่วนของระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับของชุดทดสอบในหัวข้อที่ 6.3.1 ให้เป็นไฟฟ้ากระแสตรงสำหรับจ่ายโหลดทั้งหมดของระบบ โดยมอดูลสวิตช์ไอจีบีทีดังกล่าว

เป็นรุ่น SKM200GB12E4 ดังแสดงในรูปที่ 6.17(c) ซึ่งมีพิกัดของแรงดันไฟฟ้า กระแสไฟฟ้า และความถี่การสวิตช์ (switching frequency) เท่ากับ $500 V_{AC}$, $200 A_{rms}$ และ 25 kHz ตามลำดับ

2. ชุดของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (C_{dc}) ดังพื้นที่สีแดงในรูปที่ 6.17(b) ซึ่งมีหน้าที่ลดแรงดันพลั่วของแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ได้จากวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟเพื่อให้มีลักษณะสัญญาณที่เรียบและคงที่มากขึ้น โดยชุดของตัวเก็บประจุดังกล่าวมีค่าความจุไฟฟ้ารวมเท่ากับ 1.45 mF ดังตารางที่ 6.1 และมีพิกัดแรงดันไฟฟ้าเท่ากับ $900 V_{DC}$

3. ชุดของบอร์ดขับเกทสำหรับไอจีบีที (IGBTs driver board) ซึ่งประกอบด้วย SEMIKUBE GD11 และ SKYPER 32 PRO R ดังพื้นที่สีเหลืองในรูปที่ 6.17(a) ชุดบอร์ดดังกล่าวมีหน้าที่ในการสร้างสัญญาณจุดชนวนเกทให้กับมอดูลสวิตช์ไอจีบีทีของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ โดยสัญญาณพัลส์ (pulse) สำหรับจุดชนวนเกทเพื่อควบคุมการทำงานของสวิตช์ไอจีบีที ซึ่งได้มาจากระบบควบคุมของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟจะถูกเชื่อมต่อเข้ากับชุดบอร์ดขับเกทดังกล่าวด้วยตัวเชื่อมต่อเคเบิลแบน (flat cable connector) ที่จุด ⑪ ในรูปที่ 6.17(a) นอกจากนี้แล้วชุดบอร์ดขับเกทดังกล่าวยังมีหน้าที่ในการกำหนดเวลาเว้นว่าง (dead time) ของสวิตช์ไอจีบีทีที่มีอยู่ภายในชุดอุปกรณ์แปลงผันกำลัง โดยมีค่าเริ่มต้น (default value) เท่ากับ $4 \mu\text{s}$ ซึ่งค่าดังกล่าวนี้เป็นเวลาเว้นว่างที่ถูกกำหนดมาจากบริษัทผู้ผลิต (built-in dead time) หรืออาจเรียกได้ว่าเป็นการตั้งค่าที่ส่วนอุปกรณ์ (hardware setup)

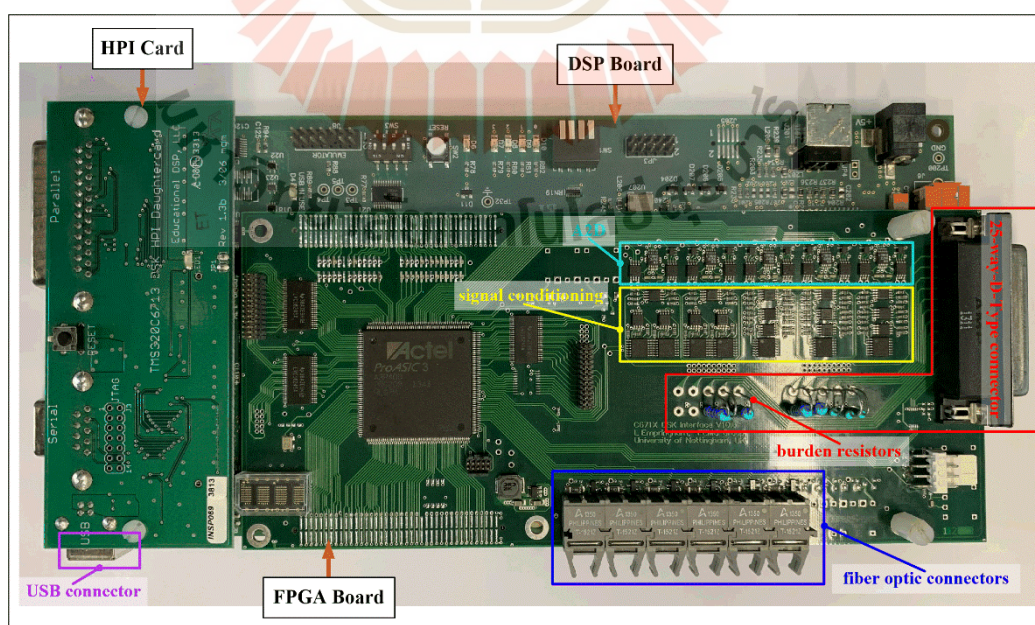


รูปที่ 6.18 แผนภาพบล็อกอุปกรณ์ควบคุมวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟของชุดทดสอบ

โครงสร้างของอุปกรณ์ที่ใช้สำหรับควบคุมวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแยกทีฟของชุดทดสอบแสดงได้ดังแผนภาพบล็อกในรูปที่ 6.18 ซึ่งจากรูปจะสังเกตเห็นได้ว่าการควบคุมวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแยกทีฟของชุดทดสอบจะอาศัยการทำงานร่วมกันของ 3 ชุดบอร์ดคือ ชุดบอร์ดประมวลผล DSP/FPGA with HPI Card ดังพื้นที่สีเขียว ชุดบอร์ดต่อประสาน (Interface Board) ดังพื้นที่สีฟ้า และชุดบอร์ดตรวจวัด (Sensor Boards) ดังพื้นที่สีส้ม โดยแต่ละชุดบอร์ดมีรายละเอียดและหน้าที่สามารถอธิบายได้ดังนี้

1. ชุดบอร์ดประมวลผล แสดงได้ดังรูปที่ 6.19 ซึ่งประกอบด้วย 3 อุปกรณ์ ได้แก่

- *อุปกรณ์ที่ 1* บอร์ด DSP รุ่น TMS320C6713 floating-point DSK ของบริษัท Texas Instruments ทำหน้าที่เป็นตัวประมวลผลหลักสำหรับการคำนวณทางคณิตศาสตร์และการดำเนินการของระบบควบคุมของชุดทดสอบ ซึ่งระบบควบคุมของชุดทดสอบทั้งหมด ทั้งตัวควบคุมเดิมที่มีอยู่แล้วนั้นคือ ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีคิว ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า ตัวควบคุมแบบรูป และเฟสล็อกลูป รวมถึงการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อาศัยเทคนิคลูยกเลิกร่วมกับสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังสมการที่ (6-24) ที่ได้ถูกเพิ่มเข้าไปในระบบควบคุมเดิม ได้รับการเขียนขึ้นด้วยภาษาซี (C programming language) บน Code Composer Studio และถูกโปรแกรมลงในบอร์ด DSP ดังกล่าวเพื่อการประมวลผลทางดิจิทัลซึ่งมีความละเอียดของข้อมูลและความเร็วในการประมวลผลเท่ากับ 32 บิต (bits) และ 225 MHz ตามลำดับ

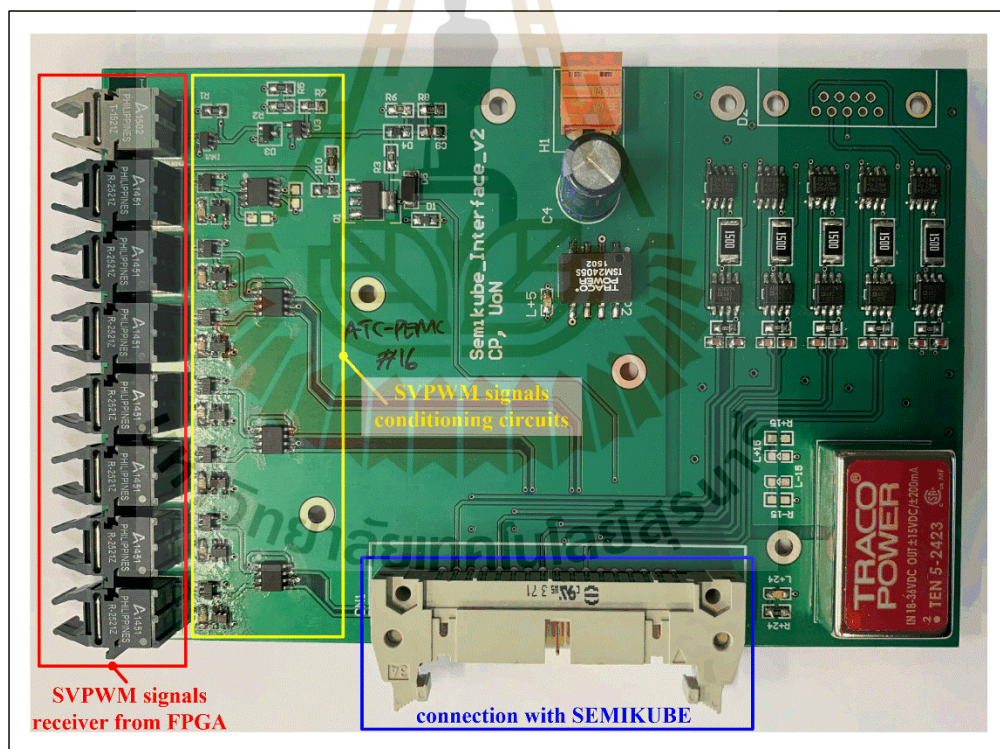


รูปที่ 6.19 ชุดบอร์ดประมวลผลของชุดทดสอบ

- *อุปกรณ์ที่ 2* บอร์ด FPGA เป็นบอร์ดที่พัฒนาโดยกลุ่มวิจัยอิเล็กทรอนิกส์กำลัง เครื่องจักรกลและการควบคุม (Power Electronics, Machines and Control research group : PEMC) มหาวิทยาลัยนอตติงแฮม สหราชอาณาจักร ซึ่งอาศัยชิป (chip) Field Programmable Gate Array (FPGA) ProAsic3 A3P400 ของบริษัท Actel เป็นหน่วยประมวลผลกลาง โดย บอร์ด FPGA ดังกล่าวมีหน้าที่แบ่งออกได้เป็น 2 ส่วนคือ ส่วนที่ 1 ทำหน้าที่รับสัญญาณจาก ชุดบอร์ดตรวจวัด ซึ่งเป็นสัญญาณแอนะล็อก (analog) แล้วแปลงให้เป็นสัญญาณดิจิทัล (digital) เพื่อส่งข้อมูลที่ได้ออกไปคำนวณและประมวลผลด้วยบอร์ด DSP โดยการรับสัญญาณจากชุดบอร์ดตรวจวัด จะถูกเชื่อมต่อเข้ากับบอร์ด FPGA ผ่านทาง 25-way-D-Type connector พร้อมทั้งมีการปรับขนาด ของสัญญาณที่รับเข้าให้มีความอยู่ในช่วง ± 5 V ด้วย burden resistors ซึ่งได้รับการออกแบบและ บัดกรีลงบนบอร์ด FPGA ดังพื้นที่สีแดงในรูปที่ 6.19 เพื่อให้มีขนาดที่เหมาะสมสำหรับเป็น สัญญาณอินพุตของบอร์ด FPGA อย่างไรก็ตามสัญญาณเอาต์พุตจาก burden resistors ก่อนที่จะ เข้าสู่ช่องแปลงสัญญาณแอนะล็อกเป็นดิจิทัล (analog to digital channel : A2D) แบบ 12 บิตของ บอร์ด FPGA ดังพื้นที่สีฟ้าในรูปที่ 6.19 จะถูกปรับขนาดของสัญญาณอีกครั้งจาก ± 5 V ให้มีความอยู่ใน ช่วง 0 ถึง 2.5 V ด้วยวงจรปรับแต่งสัญญาณ (signal conditioning circuits) ดังพื้นที่สีเหลือง ในรูปที่ 6.19 เพื่อให้เหมาะสมสำหรับเป็นสัญญาณอินพุตของช่อง A2D ของบอร์ด FPGA และสามารถ นำไปใช้ประมวลผลบนบอร์ด DSP ได้ โดยสัญญาณที่รับและแปลงได้จากชุดบอร์ดตรวจวัด นอกจาก จะใช้ในการคำนวณและประมวลผลเพื่อควบคุมการทำงานของชุดทดสอบแล้ว ยังถูกใช้สำหรับตั้งค่าที่ ส่วนโปรแกรม (software setup or software trip) เพื่อป้องกันกระแสไฟฟ้าและแรงดันไฟฟ้าเกิน (overcurrent and overvoltage protection) ของชุดทดสอบอีกด้วย ส่วนที่ 2 ทำหน้าที่สร้างและ ส่งออกสัญญาณพัลส์สำหรับควบคุมการทำงานของสวิตช์ไอจีบีทีของวงจรเรียงกระแสภาคหน้า แบบแอกทีฟของชุดทดสอบ โดยการสร้างสัญญาณพัลส์เป็นการใช้ฟังก์ชันสร้างสัญญาณพีดับเบิลยูเอ็ม ของบอร์ด FPGA (built-in PWM generator function) ซึ่งงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้เลือกใช้การสร้าง สัญญาณพัลส์ด้วยวิธีสเปซเวกเตอร์พีดับเบิลยูเอ็ม (Space Vector Pulse Width Modulation : SVPWM) เนื่องจากเป็นวิธีที่ทำให้ผลจากการสวิตช์ของไอจีบีทีมีฮาร์มอนิกและกำลังงานสูญเสีย ในปริมาณที่น้อย ดังนั้นเวกเตอร์พีดับเบิลยูเอ็ม (PWM vectors) และเวลาของเวกเตอร์พีดับเบิลยูเอ็ม (PWM vector times) ซึ่งได้มาจากระบบควบคุมของชุดทดสอบที่คำนวณและประมวลผลด้วย บอร์ด DSP จะถูกส่งไปยังบอร์ด FPGA เพื่อสร้างเป็นสัญญาณพัลส์ด้วย built-in SVPWM generator และสัญญาณพัลส์ที่สร้างได้จะถูกส่งออกไปเพื่อควบคุมการทำงานของสวิตช์ไอจีบีทีของ วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟผ่านทางตัวเชื่อมต่อเส้นใยนำแสง (fiber optic connectors) ดังพื้นที่สีน้ำเงินในรูปที่ 6.19 สำหรับการรับและส่งข้อมูลระหว่างบอร์ด DSP กับบอร์ด FPGA อาศัย hardware by hardware description language (HDL) ซึ่งทำได้โดยเชื่อมต่อบอร์ดทั้งสองด้วย 80-pin External Memory Interface (EMIF) ร่วมกับการกำหนดตำแหน่งและใช้หน่วยความจำของ

บอร์ดทั้งสองร่วมกัน (memory mapping) ด้วยเหตุนี้การรับและส่งข้อมูลระหว่างบอร์ดทั้งสองจึงมีความเร็วที่สูงมาก โดยใช้เวลาน้อยกว่า $10 \mu\text{s}$

- อุปกรณ์ที่ 3 Host Port Interface daughter card (HPI Card) เป็นอุปกรณ์ที่พัฒนาโดย Educational DSP เพื่อทำหน้าที่ในการเชื่อมต่อ รับและส่งข้อมูล ระหว่างแพลตฟอร์มควบคุม (control platform) นั่นคือ บอร์ด DSP/FPGA กับคอมพิวเตอร์แม่ข่าย (host computer) สำหรับการโหลดโปรแกรมระบบควบคุมของชุดทดสอบที่เขียนด้วยภาษาซีบน Code Composer Studio ลงในบอร์ด DSP/FPGA และสำหรับการเฝ้าสังเกต (monitor) ตัวแปรหรือสถานะ รวมถึงการกำหนดการเปลี่ยนแปลงค่าสัญญาณอ้างอิง (reference value) ของระบบควบคุมของชุดทดสอบ โดยใช้โปรแกรม MATLAB ที่อาศัยการถ่ายโอนข้อมูลแบบสองทิศทาง (bi-directional data transfer) ระหว่างคอมพิวเตอร์แม่ข่ายกับแพลตฟอร์มควบคุมผ่านพอร์ต Universal Serial Bus (USB) ดังพื้นที่สีม่วงในรูปที่ 6.19

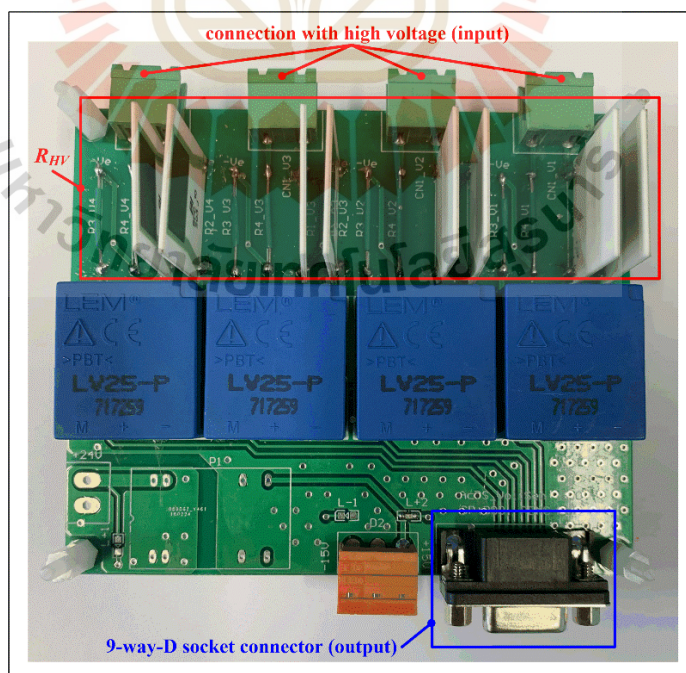


รูปที่ 6.20 ชุดบอร์ดต่อประสาน

2. ชุดบอร์ดต่อประสาน ดังแสดงในรูปที่ 6.20 เป็นบอร์ดที่พัฒนาโดยศูนย์เทคโนโลยีการบินและอวกาศ (Aerospace Technology Centre : ATC) มหาวิทยาลัย-

นอตทิงแสม สหราชอาณาจักร สำหรับทำหน้าที่โดยเฉพาะในการเชื่อมต่อระหว่างแพลตฟอร์มควบคุม นั่นคือ บอร์ด DSP/FPGA กับชุดอุปกรณ์แปลงผันกำลัง รุ่น SEMIKUBE IGD-1-424-P1N4-DL-FA ของบริษัท Semikron โดยชุดบอร์ดต่อประสานจะรับสัญญาณพัลส์ที่สร้างได้ด้วย built-in SVPWM generator จากบอร์ด FPGA เข้าที่จุดเชื่อมต่อเส้นใยนำแสงของชุดบอร์ดตั้งพื้นที่สีแดงในรูปที่ 6.20 และจะแปลงสัญญาณพัลส์ที่รับเข้ามาซึ่งเป็นสัญญาณที่อยู่ในรูปของคลื่นแสงให้เป็นสัญญาณไฟฟ้า พร้อมทั้งปรับขนาดของสัญญาณให้มีค่าเท่ากับ $+24 V_{DC}$ ด้วยวงจรปรับแต่งสัญญาณ ตั้งพื้นที่สีแดงเหลืองในรูปที่ 6.20 เพื่อยกระดับแรงดันไฟฟ้าของสัญญาณพัลส์ให้เพียงพอต่อการจุดชนวนเกทสวิตช์ไอจีบีที จากนั้นจะส่งสัญญาณที่ได้ผ่านตัวเชื่อมต่อเคเบิลแบบแบนตั้งพื้นที่สีน้ำเงินในรูปที่ 6.20 เข้าสู่ชุดบอร์ดขับเกทสำหรับไอจีบีทีของชุดอุปกรณ์แปลงผันกำลัง SEMIKUBE ที่จุด (XI) ในรูปที่ 6.17 สำหรับสร้างสัญญาณจุดชนวนเกทเพื่อควบคุมการทำงานของมอดูลสวิตช์ไอจีบีทีของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟ

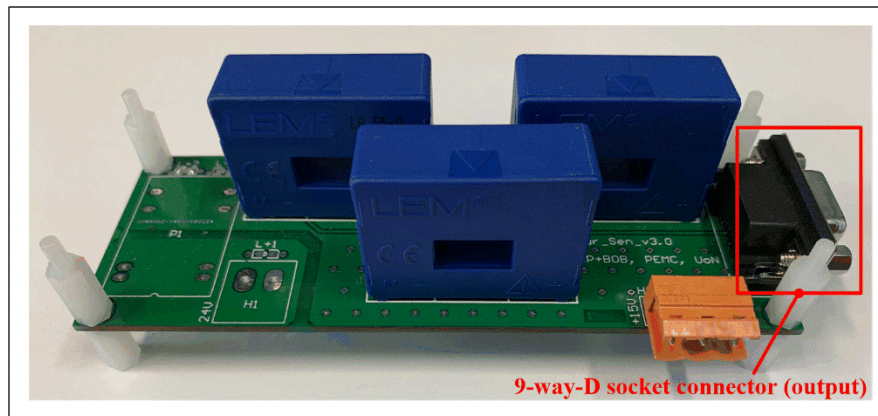
3. ชุดบอร์ดตรวจวัด ทำหน้าที่ในการตรวจวัดค่าทางไฟฟ้าที่สำคัญและจำเป็นสำหรับการควบคุมระบบของชุดทดสอบ ซึ่งได้แก่ ค่าแรงดันไฟฟ้าและค่ากระแสไฟฟ้า ทั้งทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับและทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง ดังนั้นชุดบอร์ดตรวจวัดจะประกอบด้วย 2 ชุดอุปกรณ์ คือ ชุดอุปกรณ์ตรวจวัดแรงดันไฟฟ้าและชุดอุปกรณ์ตรวจวัดกระแสไฟฟ้า ซึ่งมีรายละเอียดดังนี้



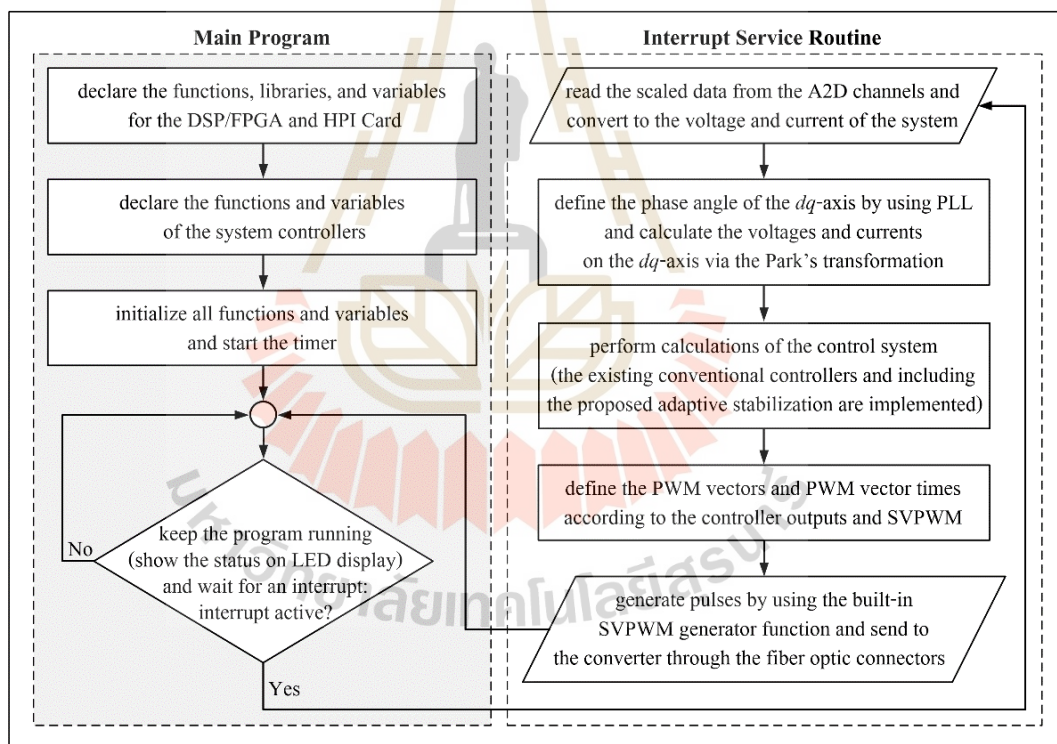
รูปที่ 6.21 ชุดอุปกรณ์ตรวจวัดแรงดันไฟฟ้า

- ชุดอุปกรณ์ตรวจวัดแรงดันไฟฟ้าแสดงได้ดังรูปที่ 6.21 ซึ่งจากรูปจะพบว่า ทรานส์ดิวเซอร์แรงดันไฟฟ้า (voltage transducer) รุ่น LV 25-P ของบริษัท Life Energy Motion (LEM) ถูกใช้สำหรับการตรวจวัดทั้งแรงดันไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ นั่นคือ แรงดันระหว่างสายของแหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับ (V_{ab} , V_{bc}) และแรงดันไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง นั่นคือแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (V_{dc}) และแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) โดยอุปกรณ์ตรวจวัด LEM LV 25-P มีพิสัยขอบเขตของการวัดแรงดันไฟฟ้าในช่วง 10 V ถึง 500 V แต่อย่างไรก็ตามเพื่อให้การตรวจวัดมีความถูกต้องและแม่นยำ จึงมีความจำเป็นที่จะต้องออกแบบขอบเขตของการตรวจวัดให้เหมาะสมต่อการใช้งาน ซึ่งสามารถทำได้โดยอาศัยข้อมูลกำกับของอุปกรณ์จากบริษัทผู้ผลิต (datasheet) เพื่อออกแบบค่าความต้านทานทางด้านแรงดันสูง (R_{HV}) ดังพื้นที่สีแดงในรูปที่ 6.21 สำหรับเชื่อมต่อกับจุดที่ต้องการวัดแรงดันไฟฟ้าซึ่งเป็นอินพุตของอุปกรณ์ตรวจวัด ในขณะที่เอาต์พุตของชุดอุปกรณ์ตรวจวัดดังกล่าว ซึ่งเป็นสัญญาณที่จะถูกนำไปใช้ในการคำนวณและประมวลผลสำหรับควบคุมการทำงานของระบบ จะถูกส่งออกผ่าน 9-way-D socket connector ดังพื้นที่สีน้ำเงินในรูปที่ 6.21 และเชื่อมต่อเข้ากับชุดบอร์ดประมวลผล DSP/FPGA with HPI Card โดยมีค่าความต้านทานทางด้านแรงดันต่ำ (R_{LV}) ซึ่งในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้คือ burden resistors ที่ได้รับการออกแบบและบัดกรีลงบนบอร์ด FPGA ดังพื้นที่สีแดงในรูปที่ 6.19 เพื่อปรับขนาดของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่ได้จากอุปกรณ์ตรวจวัด LEM LV 25-P ให้เหมาะสมสำหรับเป็นอินพุตของบอร์ด FPGA และสามารถนำไปใช้สำหรับการประมวลผลทางดิจิทัลได้

- ชุดอุปกรณ์ตรวจวัดกระแสไฟฟ้าแสดงได้ดังรูปที่ 6.22 โดยจากรูปจะสังเกตเห็นได้ว่าการตรวจวัดกระแสไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับทั้งสามเฟส (I_{abc}) และกระแสไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง นั่นคือ กระแสไฟฟ้าของโหลดทั้งหมด (I_o) จะใช้ทรานส์ดิวเซอร์กระแสไฟฟ้า (current transducer) รุ่น LA 55-P ของบริษัท LEM ซึ่งมีลักษณะของการเชื่อมต่อกับอินพุตหรือจุดที่ต้องการวัดกระแสไฟฟ้าเป็นแบบสอดสายไฟฟ้าลอดผ่านและมีพิสัยของการวัดในช่วง 0 A ถึง ± 70 A ในขณะที่การส่งออกเอาต์พุตของชุดอุปกรณ์ตรวจวัดกระแสไฟฟ้าดังกล่าวจะเป็นไปในทำนองเดียวกันกับการส่งออกเอาต์พุตของชุดอุปกรณ์ตรวจวัดแรงดันไฟฟ้าดังที่ได้ อธิบายไปในข้างต้น นั่นคือ สัญญาณเอาต์พุตจากชุดอุปกรณ์ตรวจวัดกระแสไฟฟ้าจะถูกส่งออกผ่าน 9-way-D socket connector ดังพื้นที่สีแดงในรูปที่ 6.22 และเชื่อมต่อเข้ากับชุดบอร์ดประมวลผล DSP/FPGA with HPI Card โดยมี burden resistors ซึ่งได้รับการออกแบบและบัดกรีลงบนบอร์ด FPGA ดังพื้นที่สีแดงในรูปที่ 6.19 เพื่อปรับขนาดของสัญญาณที่ได้จากอุปกรณ์ตรวจวัด LEM LA 55-P ให้เหมาะสมสำหรับเป็นอินพุตของบอร์ด FPGA และสามารถนำไปใช้ในการคำนวณและประมวลผลทางดิจิทัลสำหรับควบคุมระบบชุดทดสอบได้



รูปที่ 6.22 ชุดอุปกรณ์ตรวจวัดกระแสไฟฟ้า



รูปที่ 6.23 ผังงานการทำงานของโปรแกรมระบบควบคุมของชุดทดสอบ

สำหรับการโปรแกรมระบบควบคุมของชุดทดสอบในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้อาศัยผังงาน (flowchart) แสดงลำดับขั้นตอนการทำงานของโปรแกรกดังรูปที่ 6.23 ซึ่งจากผังงานจะสังเกตได้ว่า โปรแกรมระบบควบคุมของชุดทดสอบแบ่งออกได้เป็น 2 ส่วน คือ ส่วนของ

โปรแกรมหลัก (main program) และส่วนของโปรแกรมน้อยสำหรับการขัดจังหวะ (Interrupt Service Routine : ISR) ซึ่งโปรแกรมทั้งสองส่วนจะทำงานร่วมกันโดยมีลำดับขั้นตอนของการทำงานประกอบด้วย 9 ขั้นตอนหลัก ดังรายละเอียดต่อไปนี้

ขั้นตอนที่ 1 : ประกาศเรียกใช้งานฟังก์ชันมาตรฐาน คลังชุดคำสั่งพื้นฐาน (library) และตัวแปรต่าง ๆ สำหรับชุดบอร์ดประมวลผล DSP/FPGA with HPI Card

ขั้นตอนที่ 2 : ประกาศกำหนดฟังก์ชันและตัวแปรของระบบควบคุมของชุดทดสอบเพื่อใช้ในการคำนวณและประมวลผลทางดิจิทัล

ขั้นตอนที่ 3 : กำหนดค่าเริ่มต้นให้กับทุก ๆ ฟังก์ชันและทุก ๆ ตัวแปรที่ได้ประกาศไว้ในขั้นตอนที่ 1 และขั้นตอนที่ 2 พร้อมทั้งเริ่มต้นการทำงานของตัวจับเวลา (timer) เพื่อเริ่มการทำงานของโปรแกรม

ขั้นตอนที่ 4 : เข้าสู่ลูการทำงานแบบไม่รู้จบ เพื่อรอการขัดจังหวะ (interrupt) โดยหากไม่มีการขัดจังหวะ (interrupt active? = No) โปรแกรมจะทำงานอยู่ในลูปหรือในโปรแกรมหลักนี้ ซึ่งจะแสดงข้อความสถานะการทำงาน (status) ของโปรแกรมบนหน่วยแสดงผลแอลอีดี (LED display) ของชุดบอร์ดประมวลผล และจะคงค่าของฟังก์ชัน รวมถึงตัวแปรต่าง ๆ ไว้ที่ค่าล่าสุดที่เกิดการเปลี่ยนแปลง แต่หากมีการขัดจังหวะ (interrupt active? = Yes) ซึ่งจะเกิดขึ้นเมื่อมีสัญญาณเข้าหรือมีการเปลี่ยนแปลงของสัญญาณเข้าช่องแปลงสัญญาณแอนะล็อกเป็นดิจิทัล (A2D channels) ของบอร์ด FPGA โปรแกรมจะออกจากลูหลักและเข้าสู่การทำงานตามคำสั่งในโปรแกรมน้อยสำหรับการขัดจังหวะตั้งขั้นตอนที่ 5 ถึงขั้นตอนที่ 9 สำหรับการคำนวณและประมวลผลเพื่อทำหน้าที่ควบคุมการทำงานของชุดทดสอบ

ขั้นตอนที่ 5 : อ่านค่าสัญญาณจากช่อง A2D ของบอร์ด FPGA ซึ่งเป็นสัญญาณเอาต์พุตของชุดบอร์ดตรวจวัดที่ถูกปรับขนาด จากนั้นแปลงและคำนวณสัญญาณดังกล่าวให้เป็นค่าแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าจริงของระบบ ซึ่งได้แก่ V_{ab} , V_{bc} , V_{dc} , V_b , I_{abc} และ I_o เพื่อนำไปใช้สำหรับการคำนวณของระบบควบคุมของชุดทดสอบ พร้อมทั้งนำไปใช้สำหรับการตรวจสอบและตั้งค่าที่ส่วนโปรแกรมเพื่อป้องกันกระแสไฟฟ้าและแรงดันไฟฟ้าเกิน

ขั้นตอนที่ 6 : คำนวณหาและกำหนดมุมสำหรับหมุนแกนหมุนดีควให้มามีค่าเท่ากับ $\phi_s - \frac{\pi}{2}$ โดยใช้เฟสล็อกกลุ่มที่ตั้งที่ได้อธิบายรายละเอียดไว้ในหัวข้อที่ 6.2.1 พร้อมทั้งคำนวณแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีคว ซึ่งได้แก่ V_{sd} , V_{sq} , I_{sd} และ I_{sq} ด้วยการแปลงของพาร์คที่อาศัยมุมหมุนแกนหมุนดีควซึ่งกำหนดได้จากเฟสล็อกกลุ่ม เพื่อนำไปใช้สำหรับการคำนวณและประมวลผลตามโครงสร้างของระบบควบคุมของชุดทดสอบในขั้นตอนที่ 7

ขั้นตอนที่ 7 : ดำเนินการคำนวณและประมวลผลระบบควบคุมของชุดทดสอบที่ประกอบด้วย ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีคว ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ได้จาก

วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟ ตัวควบคุมแบบดรู๊ป ซึ่งเป็นตัวควบคุมเดิมที่มีอยู่แล้วของระบบ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อาศัยการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคู่ยกเล็กร่วมกับสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังสมการที่ (6-24) ซึ่งเป็นวิธีการที่ถูกเพิ่มเข้าไปในระบบควบคุมเดิมที่มีอยู่แล้ว ผลที่ได้จากการคำนวณและประมวลผลระบบควบคุมของชุดทดสอบจะเป็นสัญญาณแรงดันไฟฟ้าบนแกนหมุนดีคว้างอิง (V_d^* และ V_q^*) สำหรับนำไปสร้างเป็นสัญญาณพัลส์เพื่อควบคุมการทำงานของสวิตช์ไอจีบีทีของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟด้วยวิธีสเปซเวกเตอร์ที่ดับเบิลยูเอ็มในขั้นตอนถัดไป โดยหากไม่ต้องการให้ชุดทดสอบมีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพหรือการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการที่นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ กล่าวคือ พิจารณาให้ชุดทดสอบทำงานโดยมีเฉพาะระบบควบคุมเดิม สามารถทำได้ด้วยการกำหนดให้อัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคคู่ยกเล็ก (K_{FB}) มีค่าเท่ากับศูนย์

ขั้นตอนที่ 8 : คำนวณหาและกำหนดเวกเตอร์ที่ดับเบิลยูเอ็มและเวลาของเวกเตอร์ที่ดับเบิลยูเอ็มจากสัญญาณเอาต์พุตของระบบควบคุมที่คำนวณและประมวลผลได้ในขั้นตอนที่ 7 โดยอาศัยวิธีสเปซเวกเตอร์ที่ดับเบิลยูเอ็ม ซึ่งสามารถอธิบายรายละเอียดได้ดังนี้

จากสัญญาณแรงดันไฟฟ้าบนแกนหมุนดีคว้างอิง (V_d^* และ V_q^*) ซึ่งได้มาจากการคำนวณและประมวลผลระบบควบคุม จะถูกแปลงให้เป็นสัญญาณแรงดันไฟฟ้าบนแกนหยุดนิ่ง $\alpha\beta$ อ้างอิง (V_α^* และ V_β^*) ด้วยการแปลงผกผันของการแปลงแกน $\alpha\beta$ เป็นแกน dq ดังสมการที่ (3-5) ในบทที่ 3 เพื่อนำสัญญาณที่แปลงได้ไปคำนวณหาขนาด ($|v^*|$) และมุม (θ^*) ของเวกเตอร์แรงดันไฟฟ้าอ้างอิงการสวิตช์ (switching reference voltage vector) ซึ่งสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (6-26) และสมการที่ (6-27) ตามลำดับ

$$|v^*| = \sqrt{(V_\alpha^*)^2 + (V_\beta^*)^2} \quad (6-26)$$

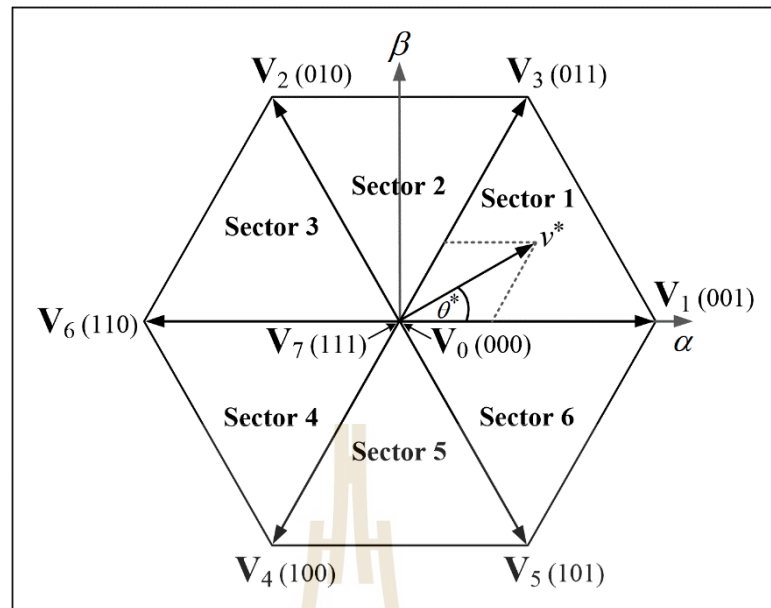
$$\theta^* = \tan^{-1} \left(\frac{V_\beta^*}{V_\alpha^*} \right) \quad (6-27)$$

สำหรับมุมของเวกเตอร์แรงดันไฟฟ้าอ้างอิงการสวิตช์ (θ^*) ที่คำนวณได้จากสมการที่ (6-27) จะถูกใช้ในการระบุเซกเตอร์ (sector) ของการสร้างสัญญาณพัลส์ด้วยวิธีสเปซเวกเตอร์ที่ดับเบิลยูเอ็ม โดยอาศัยความสัมพันธ์ระหว่าง θ^* และเซกเตอร์ดังตารางที่ 6.2 ซึ่งจากตารางจะพบว่า เซกเตอร์ของการสร้างสัญญาณพัลส์ด้วยวิธีสเปซเวกเตอร์ที่ดับเบิลยูเอ็มสำหรับวงจรแปลงผันกำลังสองระดับ (2 – level converter) ที่มีโครงสร้างประกอบด้วยสวิตช์ไอจีบีที

ตารางที่ 6.2 ความสัมพันธ์ระหว่าง θ^* และเซกเตอร์ของการสร้างสัญญาณพัลส์ด้วยวิธี SVPWM

| θ^* (rad) | Sector | θ^* (rad) | Sector |
|--|--------|---|--------|
| $0 \leq \theta^* < \frac{\pi}{3}$ | 1 | $\pi \leq \theta^* < \frac{4\pi}{3}$ | 4 |
| $\frac{\pi}{3} \leq \theta^* < \frac{2\pi}{3}$ | 2 | $\frac{4\pi}{3} \leq \theta^* < \frac{5\pi}{3}$ | 5 |
| $\frac{2\pi}{3} \leq \theta^* < \pi$ | 3 | $\frac{5\pi}{3} \leq \theta^* < 2\pi$ | 6 |

ทั้งหมด 6 ตัว ดังแสดงในรูปที่ 3.6 ในบทที่ 3 จะแบ่งออกเป็น 6 เซกเตอร์ ซึ่งแต่ละเซกเตอร์จะมีมุมกว้างเท่ากัน เท่ากับ $\frac{\pi}{3}$ rad โดยการแบ่งของทั้ง 6 เซกเตอร์เกิดขึ้นจากการแบ่งพื้นที่ออกเป็น 6 ส่วน ด้วยตำแหน่งของเวกเตอร์แรงดันไฟฟ้าทั้งหมด 8 เวกเตอร์ ได้แก่ $V_0(000)$, $V_1(001)$, $V_2(010)$, $V_3(011)$, $V_4(100)$, $V_5(101)$, $V_6(110)$ และ $V_7(111)$ ซึ่งแต่ละเวกเตอร์แรงดันไฟฟ้าจะแทนสถานะการทำงาน (on = 1) หรือไม่ทำงาน (off = 0) ของสวิตช์ไอจีบีทีตัวบนทั้ง 3 ตัว นั่นคือ สวิตช์ตัวที่ 1 (S1), สวิตช์ตัวที่ 2 (S2) และสวิตช์ตัวที่ 3 (S3) ตามโครงสร้างของวงจรแปลงผันกำลังดังแสดงในรูปที่ 3.6 ในบทที่ 3 ยกตัวอย่างเช่น เวกเตอร์แรงดันไฟฟ้า $V_1(001)$ แทนสถานะ ไม่ทำงาน (off = 0), ไม่ทำงาน (off = 0) และทำงาน (on = 1) ของสวิตช์ไอจีบีทีตัวที่ 1, ตัวที่ 2 และตัวที่ 3 ตามลำดับ ในขณะที่ สวิตช์ไอจีบีทีตัวล่างทั้ง 3 ตัว นั่นคือ สวิตช์ตัวที่ 4 (S4), สวิตช์ตัวที่ 5 (S5) และสวิตช์ตัวที่ 6 (S6) จะทำงาน (on = 1), ทำงาน (on = 0) และไม่ทำงาน (off = 0) ตามลำดับ ซึ่งจะมีสถานะการทำงานที่ตรงกันข้ามกับสวิตช์ตัวบนทั้ง 3 ตัว โดยความสัมพันธ์ของเซกเตอร์และเวกเตอร์แรงดันไฟฟ้า สำหรับการสร้างสัญญาณพัลส์ด้วยวิธีสเปซเวกเตอร์พีดับเบิลยูเอ็มของวงจรแปลงผันกำลังสองระดับแสดงได้ดังแผนภาพในรูปที่ 6.24 ซึ่งจากแผนภาพจะสังเกตได้ว่า ในแต่ละเซกเตอร์จะมีความสัมพันธ์หรือประกอบด้วยเวกเตอร์แรงดันไฟฟ้าจำนวน 4 เวกเตอร์ แบ่งออกเป็นเวกเตอร์ศูนย์ (zero vector) นั่นคือ $V_0(000)$ และ $V_7(111)$ จำนวน 2 เวกเตอร์ และเวกเตอร์แอกทีฟ (active vector) ได้แก่ $V_1(001)$ ถึง $V_6(110)$ อีก 2 เวกเตอร์ ซึ่งทำให้สามารถสร้างเป็นรูปแบบการสวิตช์ (switching pattern or switching sequence) ของการสร้างสัญญาณพัลส์ด้วยวิธีสเปซเวกเตอร์พีดับเบิลยูเอ็ม ได้ดังแสดงในสมการที่ (6-28) โดยในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะกำหนดให้รูปแบบการสวิตช์ที่ได้ ดังสมการที่ (6-28) เป็นเวกเตอร์พีดับเบิลยูเอ็มสำหรับการโปรแกรมระบบควบคุมของชุดทดสอบ ดังนั้นจึงสามารถสรุปได้ว่า การคำนวณหามุม θ^* และใช้สำหรับการระบุเซกเตอร์ ซึ่งจะทำให้ได้สถานะการทำงานของสวิตช์ไอจีบีทีที่เป็นไปตามรูปแบบการสวิตช์ดังสมการที่ (6-28) เป็นการกำหนดเวกเตอร์พีดับเบิลยูเอ็ม



รูปที่ 6.24 แผนภาพเซกเตอร์และเวกเตอร์แรงดันไฟฟ้าของการสร้างสัญญาณพัลส์ด้วยวิธี SVPWM

$$\text{sector 1} = \{V_0, V_1, V_3, V_7\}$$

$$\text{sector 2} = \{V_7, V_3, V_2, V_0\}$$

$$\text{sector 3} = \{V_0, V_2, V_6, V_7\}$$

$$\text{sector 4} = \{V_7, V_6, V_4, V_0\}$$

$$\text{sector 5} = \{V_0, V_4, V_5, V_7\}$$

$$\text{sector 6} = \{V_7, V_5, V_1, V_0\}$$

(6-28)

$$\begin{cases} t_1 = \frac{\sqrt{3} \cdot |v^*|}{V_{dc}} \cdot T_{sw} \cdot \sin\left(\frac{\pi}{3} - \theta^* + \frac{n-1}{3}\pi\right) \\ t_2 = \frac{\sqrt{3} \cdot |v^*|}{V_{dc}} \cdot T_{sw} \cdot \sin\left(\theta^* + \frac{n-1}{3}\pi\right) \\ t_0 = T_{sw} - t_1 - t_2 \end{cases}$$

(6-29)

- โดยที่ t_1, t_2 คือ ช่วงเวลาการสวิตช์ของเวกเตอร์แอกทีฟ
 t_0 คือ ช่วงเวลาการสวิตช์ของเวกเตอร์ศูนย์
 n คือ ลำดับของเซกเตอร์ ($n = 1, 2, 3, \dots, 6$)

และ T_{sw} คือ คาบเวลาการสวิตช์ (switching period) ซึ่งมีค่าเท่ากับ $\frac{1}{f_{sw}}$
 เมื่อ f_{sw} คือ ความถี่การสวิตช์ (switching frequency) โดยในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้กำหนดให้มีค่าเท่ากับ 20 kHz

สำหรับขนาด ($|v^*|$) และมุม (θ^*) ของเวกเตอร์แรงดันไฟฟ้าอ้างอิงการสวิตช์ที่คำนวณได้จากสมการที่ (6-26) และสมการที่ (6-27) ตามลำดับ ร่วมกับเซกเตอร์ที่ระบุได้จากมุม θ^* ตามตารางที่ 6.2 จะถูกใช้สำหรับการคำนวณหาช่วงเวลาการสวิตช์ดังสมการที่ (6-29) และจากช่วงเวลาการสวิตช์ที่ได้ดังสมการที่ (6-29) งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะใช้สำหรับการกำหนดให้เป็นช่วงเวลาการสวิตช์ของเวกเตอร์พีดับเบิลยูเอ็ม หรือเรียกได้ว่าเป็นการกำหนดเวลาของเวกเตอร์พีดับเบิลยูเอ็มสำหรับการโปรแกรมระบบควบคุมของชุดทดสอบ ซึ่งสามารถคำนวณหาและกำหนดได้ดังสมการที่ (6-30) ดังนี้

$$\text{PWM vector times} = \left\{ \frac{t_0}{4}, \frac{t_1}{2}, \frac{t_2}{2}, \frac{t_0}{2}, \frac{t_2}{2}, \frac{t_1}{2}, \frac{t_0}{4} \right\} \quad (6-30)$$

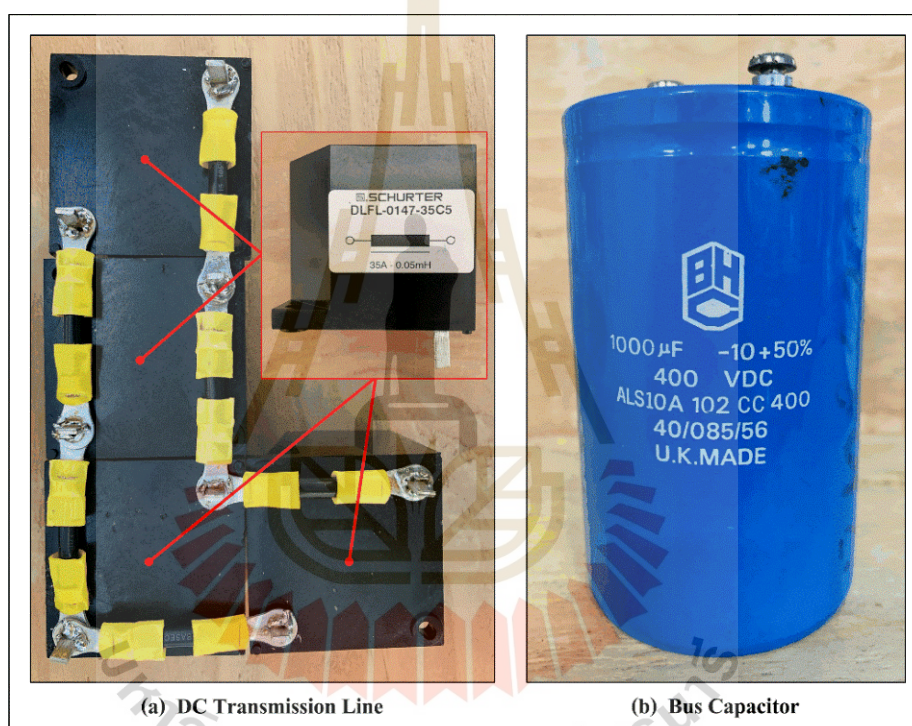
ดังนั้นจากการทำงานของโปรแกรมในขั้นตอนที่ 8 จะสามารถกำหนดเวกเตอร์พีดับเบิลยูเอ็มและเวลาของเวกเตอร์พีดับเบิลยูเอ็มได้ดังสมการที่ (6-28) และสมการที่ (6-30) ตามลำดับ ซึ่งข้อมูลที่ได้ดังกล่าวจะถูกนำไปใช้สำหรับการสร้างเป็นสัญญาณพัลส์เพื่อควบคุมการทำงานของสวิตช์ไอจีบีทีของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแยกทีฟในขั้นตอนถัดไป อย่างไรก็ตามในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้อธิบายรายละเอียดของวิธีสเปซเวกเตอร์พีดับเบิลยูเอ็มตั้งข้างต้นไว้พอสังเขป เพื่อประยุกต์ใช้กับการโปรแกรมระบบควบคุมของชุดทดสอบเท่านั้น สำหรับพื้นฐานและรายละเอียดทั้งหมดของวิธีการดังกล่าวสามารถศึกษาเพิ่มเติมได้จากวิทยานิพนธ์ปริญญาโทของ ทศพร ณรงค์ฤทธิ์ และเชียง เซน โหยว (ทศพร ณรงค์ฤทธิ์, 2557; Yeoh, S.S., 2016)

ขั้นตอนที่ 9 : สร้างสัญญาณพัลส์จากข้อมูลเวกเตอร์พีดับเบิลยูเอ็มและเวลาของเวกเตอร์พีดับเบิลยูเอ็มที่คำนวณและประมวลผลได้จากบอร์ด DSP ในขั้นตอนที่ 8 โดยใช้ built-in SVPWM generator function ของบอร์ด FPGA ซึ่งเป็นการสร้างสัญญาณพัลส์ที่อาศัยตัวจับและนับเวลา (timer/counter) ร่วมกับสัญญาณนาฬิกา (clock) ของบอร์ด FPGA จากนั้นจะส่งออกสัญญาณพัลส์ที่สร้างได้เพื่อใช้สำหรับควบคุมการทำงานของสวิตช์ไอจีบีทีของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแยกทีฟผ่านทางตัวเชื่อมต่อเส้นใยนำแสงของบอร์ด FPGA ดังพื้นที่สีน้ำเงิน

ในรูปที่ 6.19 ซึ่งถือเป็นการสิ้นสุดการทำงานของโปรแกรมย่อยสำหรับการขัดจังหวะในรอบนี้ และโปรแกรมจะกลับเข้าสู่การทำงานในลูปของโปรแกรมหลักตั้งขึ้นตอนที่ 4 เพื่อรอการขัดจังหวะในรอบถัดไป

ดังนั้นจากผังงานในรูปที่ 6.23 และลำดับขั้นตอนการทำงานที่ได้อธิบายข้างต้น จะสามารถเขียนเป็นโปรแกรมระบบควบคุมของชุดทดสอบด้วยภาษาซี บน Code Composer Studio ได้ ซึ่งรายละเอียดของโปรแกรมสามารถดูได้จากภาคผนวก ฉ.

6.3.3 ส่วนประกอบทางด้านไฟฟ้ากระแสดตรง



รูปที่ 6.25 ส่วนประกอบทางด้านไฟฟ้ากระแสดตรงของชุดทดสอบ

ผังทางด้านไฟฟ้ากระแสดตรงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ประกอบด้วย สายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสดตรง และตัวเก็บประจุไฟฟ้าหรือตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสดตรง ซึ่งสำหรับการสร้างชุดทดสอบได้ใช้อุปกรณ์ดังนี้

1. สายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสดตรง ซึ่งแทนด้วยวงจรมอดูลของความต้านทาน (R_c) และความเหนี่ยวนำ (L_c) ของสายส่งกำลังไฟฟ้า ดังแสดงในรูปที่ 3.1 ในบทที่ 3 และในรูปที่ 6.1 ในบทที่ 6 นี้ ได้ใช้ตัวเหนี่ยวนำ รุ่น DFL-0147-35C5 ของบริษัท Schurter ซึ่งมี

พิกัดกระแสไฟฟ้าเท่ากับ 35 A จำนวน 4 ตัวต่อขนานกันดังแสดงในรูปที่ 6.25(a) โดยความต้านทานและความเหนี่ยวนำรวมของสายส่งกำลังไฟฟ้าจะมีค่าเท่ากับ 5.54 m Ω และ 16.34 μ H ตามลำดับ

2. ตัวเก็บประจุไฟฟ้าหรือตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (C_b) ซึ่งทำหน้าที่ลดแรงดันพลิวของแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงหรือบัสหลักของระบบให้มีลักษณะสัญญาณที่เรียบและคงที่มากขึ้น ได้ใช้ตัวเก็บประจุแบบอิเล็กโทรไลต์ (electrolytic capacitor) รุ่น ALS10A 102 CC 400 ของบริษัท BHC Aerovox ดังแสดงในรูปที่ 6.25(b) ซึ่งตัวเก็บประจุดังกล่าวมีพิกัดของแรงดันไฟฟ้าเท่ากับ 400 V_{DC}

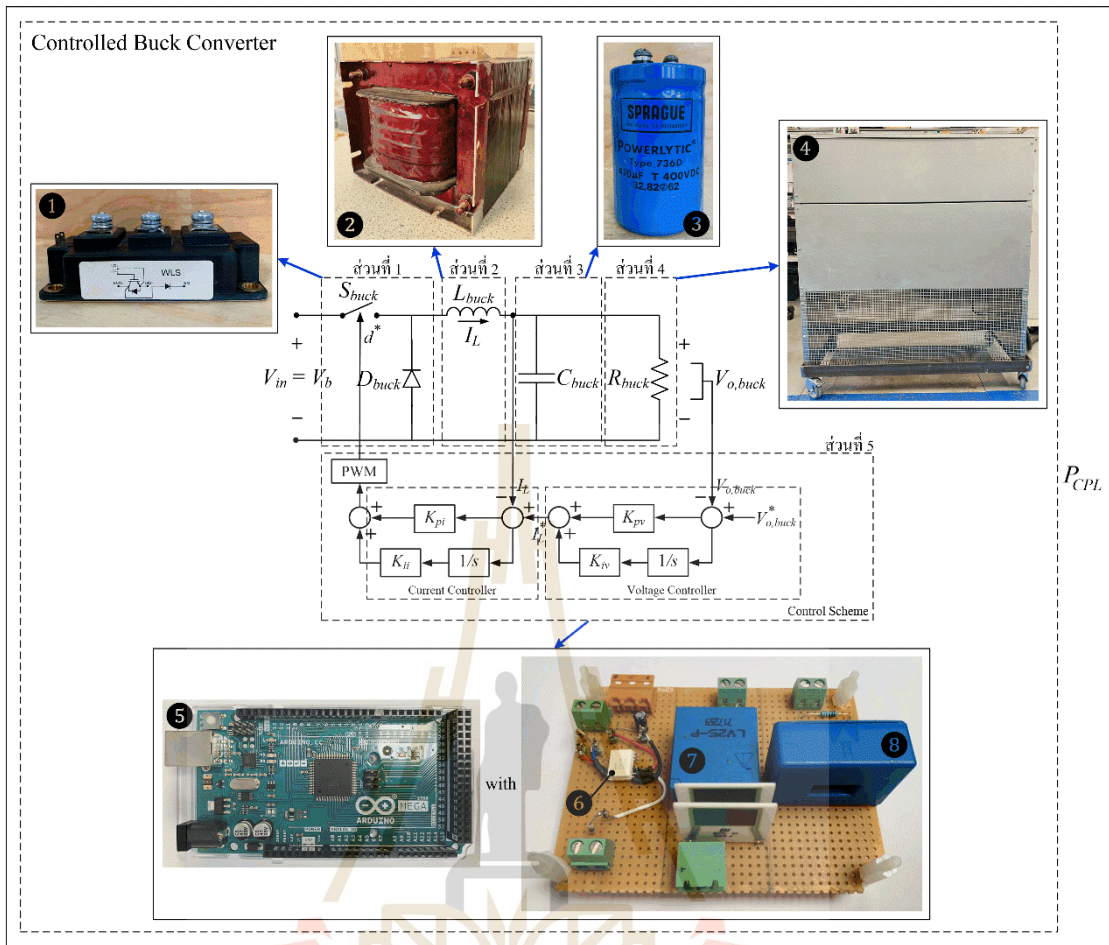
6.3.4 โหลดของระบบ

โหลดทั้งหมดของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ประกอบด้วย โหลดความต้านทานซึ่งใช้แทนโหลดที่เกิดจากระบบป้องกันและละลายน้ำแข็งบนปีกของเครื่องบิน และโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่เป็นพฤติกรรมของวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุมการทำงาน ซึ่งเป็นโหลดที่ส่งผลทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังเกิดการขาดเสถียรภาพ โดยอุปกรณ์ที่ใช้สำหรับการสร้างชุดทดสอบในส่วนของโหลดสามารถแสดงรายละเอียดได้ดังนี้

1. โหลดความต้านทาน ได้ใช้ตัวต้านทานกำลังสูง (high power resistor) แบบดัมมี่ (dummy load) รุ่น TE2500B20RJ ของบริษัท TE Connectivity ซึ่งมีค่าความต้านทานและพิกัดของกำลังไฟฟ้าเท่ากับ 20 Ω และ 2.5 kW ตามลำดับ จำนวน 3 ตัว ต่ออนุกรมกันดังแสดงในรูปที่ 6.26 ดังนั้นโหลดความต้านทานจะมีค่าความต้านทานรวมเท่ากับ 60 Ω ดังตารางที่ 6.1



รูปที่ 6.26 โหลดความต้านทานของชุดทดสอบ



รูปที่ 6.27 วงจรแปลงผันแบบบัคค์ที่มีการควบคุมซึ่งใช้แทนโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวของชุดทดสอบ

2. โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้ใช้วงจรแปลงผันแบบบัคค์ที่มีการควบคุมแรงดันเอาต์พุตที่ตกรวมตัวด้านทานดังส่วนที่ 2 ในรูปที่ 6.1 สำหรับเป็น โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวของชุดทดสอบ โดยวงจรแปลงผันแบบบัคค์ดังกล่าวมีโครงสร้างและ ส่วนประกอบแบ่งออกได้เป็น 5 ส่วน ดังแสดงได้ในรูปที่ 6.27 ซึ่งแต่ละส่วนมีการออกแบบและ การเลือกใช้อุปกรณ์สามารถอธิบายรายละเอียดพอสังเขปได้ดังต่อไปนี้

- ส่วนที่ 1 สวิตช์ (S_{buck}) และไดโอด (D_{buck}) ของวงจรแปลงผันแบบบัคค์ ได้ใช้ มอดูลไอจีบีทีและชอปเปอร์ (IGBT Chopper Module) รุ่น DIM200WLS12A000 ของบริษัท Dynex ดังแสดงด้วย ❶ ในรูปที่ 6.27 โดยภายในของมอดูลดังกล่าวประกอบด้วยสวิตช์ไอจีบีทีและไดโอด ซึ่งมีพิกัดของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าเท่ากับ 1200 V และ 200 A ตามลำดับ

- ส่วนที่ 2 ตัวเหนี่ยวนำของวงจรแปลงผันแบบบัคค์ (L_{buck}) ซึ่งสามารถ ออกแบบหาค่าความเหนี่ยวนำได้ดังสมการที่ (6-31) เมื่อกำหนดให้พารามิเตอร์สำหรับการออกแบบ

เป็นดังตารางที่ 6.3 ดังนั้นจะได้ค่าความเหนี่ยวนำที่คำนวณได้จากสมการที่ (6-31) เท่ากับ 4.50 mH โดยในการสร้างชุดทดสอบได้ใช้ตัวเหนี่ยวนำ รุ่น U30865 Choke ของบริษัท A.R.W. ดังแสดงด้วย ② ในรูปที่ 6.27 ซึ่งตัวเหนี่ยวนำดังกล่าวมีค่าเท่ากับ 5.09 mH และมีพิกัดกระแสไฟฟ้าเท่ากับ 65 A

$$L_{buck} = \frac{V_{o,buck(max)} (V_{in(min)} - V_{o,buck(max)})}{f_s \cdot V_{in(min)} \cdot \Delta I_L} \quad (6-31)$$

ตารางที่ 6.3 พารามิเตอร์สำหรับการออกแบบวงจรแปลงผันแบบบัก

| พารามิเตอร์ | ค่า | รายละเอียด |
|---------------------|--------|--|
| $V_{in(min)}$ | 250 V | แรงดันไฟฟ้าอินพุตต่ำสุดของวงจรแปลงผันแบบบัก |
| $V_{o,buck(max)}$ | 225 V | แรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตสูงสุดของวงจรแปลงผันแบบบัก |
| d_{max} | 0.9 | วัฏจักรหน้าที่ (duty cycle) สูงสุดของวงจรแปลงผันแบบบัก |
| ΔI_L | 0.5 A | กระแสพลิว (ripple current) ของวงจรแปลงผันแบบบัก |
| $\Delta V_{o,buck}$ | 15 mV | แรงดันพลิว (ripple voltage) ของวงจรแปลงผันแบบบัก |
| f_s | 10 kHz | ความถี่การสวิตช์ของวงจรแปลงผันแบบบัก |

$$C_{buck} = \frac{(1 - d_{max}) \cdot V_{o,buck(max)}}{8 \cdot L_{buck} \cdot f_s^2 \cdot \Delta V_{o,buck}} \quad (6-32)$$

- ส่วนที่ 3 ตัวเก็บประจุไฟฟ้าของวงจรแปลงผันแบบบัก (C_{buck}) ซึ่งสามารถออกแบบหาค่าความจุไฟฟ้าได้ดังสมการที่ (6-32) และเมื่อกำหนดให้พารามิเตอร์สำหรับการออกแบบเป็นดังตารางที่ 6.3 จะได้ค่าความจุไฟฟ้าที่คำนวณได้จากสมการที่ (6-32) เท่ากับ $416.67 \mu\text{F}$ ซึ่งในการสร้างชุดทดสอบได้ใช้ตัวเก็บประจุแบบอิเล็กโทรไลต์ รุ่น 736D T 400VDC ของบริษัท Sprague ดังแสดงด้วย ③ ในรูปที่ 6.27 โดยตัวเก็บประจูดังกล่าวมีค่าความจุไฟฟ้าเท่ากับ $474.10 \mu\text{F}$ และมีพิกัดของแรงดันไฟฟ้าเท่ากับ 400 V_{DC}

- ส่วนที่ 4 โหลดความต้านทานของวงจรแปลงผันแบบบัก (R_{buck}) ได้ใช้ตู้โหลดความต้านทาน (resistive load bank) ดังแสดงด้วย ④ ในรูปที่ 6.27 ซึ่งภายในตู้โหลดประกอบไปด้วยตัวต้านทานแบบแผ่น (plate resistor) และได้รับการออกแบบโดยศูนย์เทคโนโลยีการบินและอวกาศ มหาวิทยาลัยนอตทิงแฮม สหราชอาณาจักร โดยโหลดดังกล่าวมีค่าความต้านทานรวมเท่ากับ 8.1Ω และมีพิกัดกำลังไฟฟ้าเท่ากับ 35 kW

- ส่วนที่ 5 ระบบควบคุมของวงจรแปลงผันแบบบัก์ ประกอบด้วย ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าเป็นลูปควบคุมภายใน และตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าเป็นลูปควบคุมภายนอก เพื่อทำหน้าที่ในการควบคุมให้แรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตที่ตกคร่อมตัวต้านทานของวงจรแปลงผันแบบบัก์ ($V_{o,buck}$) มีค่าเท่ากับแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตอ้างอิง ($V_{o,buck}^*$) ซึ่งค่าแรงดันไฟฟ้าอ้างอิงดังกล่าวกำหนดได้จากค่าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) โดยอาศัยความสัมพันธ์ของปริมาณทั้งสองดังแสดงในสมการที่ (6-33)

$$P_{CPL} = \frac{(V_{o,buck}^*)^2}{R_{buck}} \quad (6-33)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} K_{pv} = \frac{1}{R_{buck}} \\ K_{iv} = \frac{1}{R_{buck}^2 C_{buck}} \\ K_{pi} = \frac{2\zeta_i \omega_{ni} L_{buck}}{V_{in(min)}} \\ K_{ii} = \frac{\omega_{ni}^2 L_{buck}}{V_{in(min)}} \end{array} \right. \quad (6-34)$$

ตารางที่ 6.4 พารามิเตอร์สำหรับการออกแบบตัวควบคุมพีไอของวงจรแปลงผันแบบบัก์

| พารามิเตอร์ | ค่า | รายละเอียด |
|---------------|--------------------------|---|
| ζ_v | 1 | อัตราส่วนการหน่วงของลูปแรงดันไฟฟ้า |
| ω_{nv} | 260.40 rad/s | ความถี่ธรรมชาติของลูปแรงดันไฟฟ้า มีค่าเท่ากับ $\frac{1}{R_{buck} C_{buck}}$ |
| ζ_i | 0.707 | อัตราส่วนการหน่วงของลูปกระแสไฟฟ้า |
| ω_{ni} | 50×260.40 rad/s | ความถี่ธรรมชาติของลูปกระแสไฟฟ้า คำนวณได้จาก $50\omega_{nv}$ |

จากส่วนที่ 5 ในรูปที่ 6.27 จะสังเกตได้ว่า ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตที่ตกคร่อมตัวต้านทาน ($V_{o,buck}$) และตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านตัวเหนี่ยวนำ (I_L) ของวงจรแปลงผันแบบบัก์ งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ใช้ตัวควบคุมพีไอ ซึ่งมี K_{pv} และ K_{iv} เป็นพารามิเตอร์ของลูปการควบคุมแรงดันไฟฟ้า ในขณะที่ K_{pi} และ K_{ii} เป็นพารามิเตอร์ของ

อุปกรณ์ควบคุมกระแสไฟฟ้า โดยค่าพารามิเตอร์ดังกล่าวสามารถออกแบบได้ด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม ดังสมการที่ (6-34) (เทพพนม โสภานเพิ่ม, 2554; Tsang, K.M., and Chan, W.L., 2005) และเมื่อ กำหนดให้พารามิเตอร์สำหรับการออกแบบตัวควบคุมพีไอของวงจรแปลงผันแบบบัสค์ เป็นดังตารางที่ 6.4 ดังนั้นจะได้ค่าของพารามิเตอร์ K_{pv} , K_{iv} , K_{pi} และ K_{ii} มีค่าเท่ากับ 0.124, 32.148, 0.375 และ 3451.435 ตามลำดับ

สำหรับการสร้างระบบควบคุมของวงจรแปลงผันแบบบัสค์ดังส่วนที่ 5 ได้ใช้ 4 อุปกรณ์ที่สำคัญ ดังรายละเอียดต่อไปนี้

อุปกรณ์ที่ 1 บอร์ดประมวลผล ได้ใช้บอร์ด Arduino Mega 2560 ของบริษัท Arduino ดังแสดงด้วย 5 ในรูปที่ 6.27 โดยบอร์ดดังกล่าวจะทำหน้าที่เป็นตัวประมวลผลสำหรับการคำนวณทางคณิตศาสตร์และการดำเนินการของระบบควบคุมของวงจรแปลงผันแบบบัสค์ รวมถึงการสร้างและส่งออกสัญญาณพัลส์เพื่อควบคุมการทำงานของสวิตช์ไอจีบีทีของวงจรแปลงผันแบบบัสค์จากสัญญาณเอาต์พุตของระบบควบคุมที่คำนวณและประมวลผลได้ โดยการสร้างสัญญาณพัลส์ในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ใช้ฟังก์ชันสร้างสัญญาณพีดีบีแอลโมด Phase and Frequency Correct PWM ของบอร์ด Arduino Mega 2560 ซึ่งเป็นการสร้างสัญญาณพัลส์ที่อาศัยตัวจับและนับเวลา ร่วมกับสัญญาณนาฬิกาของบอร์ดดังกล่าว และการโปรแกรมระบบควบคุมของวงจรแปลงผันแบบบัสค์บนบอร์ด Arduino Mega 2560 ที่เขียนขึ้นด้วยภาษาซี บน Arduino IDE สามารถดำเนินการได้ในทำนองเดียวกันกับการโปรแกรมระบบควบคุมของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟที่ได้อาศัยลำดับขั้นตอนการทำงานของโปรแกรมดังผังงานในรูปที่ 6.23 และได้อธิบายรายละเอียดไว้ในหัวข้อที่ 6.3.2 แต่จะมีความแตกต่างกันเล็กน้อย โดยการโปรแกรมระบบควบคุมของวงจรแปลงผันแบบบัสค์จะมีความซับซ้อนน้อยกว่า เนื่องจากไม่มีการคำนวณหามุมสำหรับหมุนแกนหมุนดีคิวด้วยเฟสล็อกและแปลงปริมาณทางไฟฟ้าบนแกนสามเฟสให้อยู่บนแกนหมุนดีคิว

อุปกรณ์ที่ 2 ไอซีสำหรับขับเกทและแยกกราวด์ (gate drive and isolation IC) รุ่น HCPL-315J ของบริษัท Broadcom ดังแสดงด้วย 6 ในรูปที่ 6.27 ซึ่งทำหน้าที่ยกระดับแรงดันไฟฟ้าของสัญญาณพัลส์ที่ได้จากบอร์ด Arduino Mega 2560 เพื่อให้เพียงพอต่อการจุดชนวนเกทสวิตช์ไอจีบีทีสำหรับควบคุมการทำงานของวงจรแปลงผันแบบบัสค์ และนอกจากนี้แล้วไอซีดังกล่าวยังทำหน้าที่แยกกราวด์ (ground) ทางด้านแรงดันสูง นั่นคือ ส่วนของวงจรแปลงผันแบบบัสค์ ออกจากกราวด์ทางด้านแรงดันต่ำ นั่นคือ ส่วนของระบบควบคุมของวงจรแปลงผันแบบบัสค์ โดยอาศัยหลักการทางแสง (opto-isolator) เพื่อป้องกันการไหลของกระแสไฟฟ้าจากวงจรทางด้านแรงดันสูงมายังวงจรทางด้านแรงดันต่ำ และเพื่อป้องกันการรบกวนทางแม่เหล็กไฟฟ้าที่อาจเกิดขึ้นจากความต่างศักย์ของระบบกราวด์

อุปกรณ์ที่ 3 และอุปกรณ์ที่ 4 เป็นอุปกรณ์สำหรับการตรวจวัดค่าแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตที่ตกคร่อมตัวต้านทาน ($V_{o,buck}$) และกระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านตัวเหนี่ยวนำ (I_L) เพื่อนำไปใช้ในการคำนวณและประมวลผลระบบควบคุมของวงจรแปลงผันแบบบัคค์ ซึ่งได้ใช้ทรานส์ดิวเซอร์แรงดันไฟฟ้า รุ่น LV 25-P และทรานส์ดิวเซอร์กระแสไฟฟ้า รุ่น LA 55-P ของบริษัท LEM ดังแสดงด้วย ⑦ และ ⑧ ในรูปที่ 6.27 ตามลำดับ เช่นเดียวกับอุปกรณ์ที่ได้ใช้ในการตรวจวัดแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าสำหรับระบบควบคุมของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟที่ได้อธิบายรายละเอียดไว้ในหัวข้อที่ 6.3.2

จากรายละเอียดของอุปกรณ์ทั้ง 5 ส่วนที่ได้อธิบายไว้พอสังเขปข้างต้นสามารถสร้างวงจรแปลงผันแบบบัคค์ที่มีการควบคุมแรงดันเอาต์พุตที่ตกคร่อมตัวต้านทาน ซึ่งใช้เป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวของชุดทดสอบได้ดังแสดงด้วย ⑤ และ ⑥ ในภาพรวมของชุดทดสอบดังรูปที่ 6.14 และรูปที่ 6.15 และจากที่ได้กล่าวไว้ในตอนต้นของหัวข้อที่ 6.2 ว่า ปัจจุบันที่เทคโนโลยีและบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์มีความเร็วในการประมวลผลที่สูงมาก ซึ่งสามารถควบคุมให้ระบบมีผลการตอบสนองที่ไว ดังนั้นจึงสามารถที่จะไม่พิจารณาพลวัตของวงจรแปลงผันแบบบัคค์ที่มีการควบคุมได้ กล่าวคือ สามารถพิจารณาให้วงจรแปลงผันแบบบัคค์ที่มีการควบคุมแรงดันเอาต์พุตที่ตกคร่อมตัวต้านทานที่ได้สร้างขึ้นเป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวแบบอุดมคติได้ เช่นเดียวกับที่พิจารณาในสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงในรูปที่ 3.1 ในบทที่ 3 อย่างไรก็ตามในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้อธิบายรายละเอียดของวงจรแปลงผันแบบบัคค์และบอร์ด Arduino Mega 2560 ไว้พอสังเขปเท่านั้น สำหรับพื้นฐานและรายละเอียดของการพิสูจน์หาสมการในการออกแบบพารามิเตอร์และการออกแบบตัวควบคุมของวงจรแปลงผันแบบบัคค์ รวมถึงรายละเอียดของบอร์ด Arduino Mega 2560 และการสร้างสัญญาณพัลส์ด้วยโหมด Phase and Frequency Correct PWM ของบอร์ดดังกล่าว สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้จากวิทยานิพนธ์ปริญญาโทของเทพพนม โสกาเพิ่ม (เทพพนม โสกาเพิ่ม, 2554) และวิทยานิพนธ์ปริญญาตรีของจักรกริช ภัคดีโต (จักรกริช ภัคดีโต, 2561)

ดังนั้นจากรายละเอียดของส่วนประกอบและอุปกรณ์ต่าง ๆ ที่ได้อธิบายในข้างต้นดังหัวข้อที่ 6.3.1 ถึงหัวข้อที่ 6.3.4 จึงสามารถสร้างเป็นชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดียวได้ดังที่แสดงในรูปที่ 6.14 และรูปที่ 6.15 และเพื่อเป็นการตรวจสอบว่าชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ได้สร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการสามารถทำงานตามคำสั่งที่โปรแกรมได้อย่างถูกต้อง ซึ่งสามารถที่จะนำไปใช้สำหรับการยืนยันผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีและการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพทั้งหมดของวิทยานิพนธ์ได้ งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงดำเนินการทดสอบและตรวจสอบสมรรถนะของระบบควบคุมของชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้น โดยผลการทดสอบแสดงรายละเอียดได้ดังหัวข้อที่ 6.3.5 ดังนี้

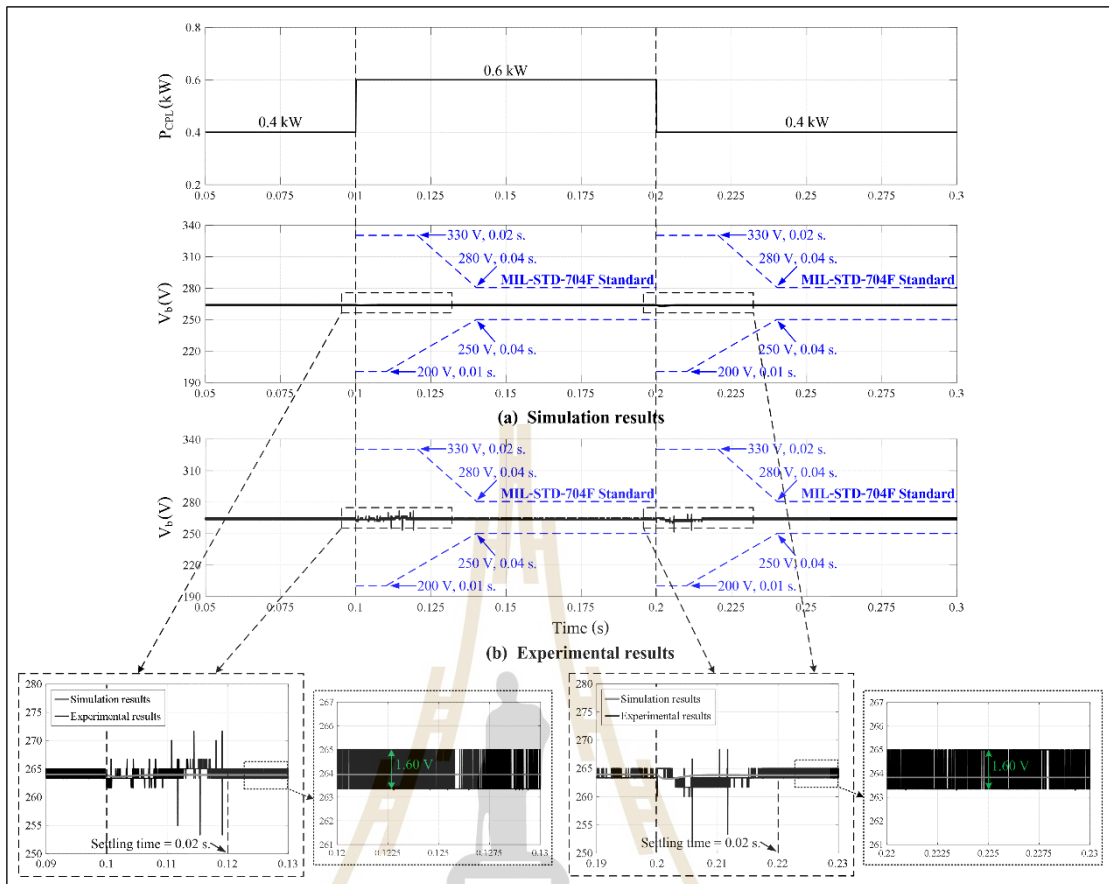
6.3.5 ผลการทดสอบระบบควบคุมของชุดทดสอบ

เมื่ออ้างอิงตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ซึ่งเป็นข้อกำหนดที่ผู้ผลิตและออกแบบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินต้องปฏิบัติตามจะพบว่า มาตรฐานดังกล่าวได้เน้นและให้ความสำคัญกับการกำหนดลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงเท่านั้น ดังนั้นการทดสอบและตรวจสอบสมรรถนะของระบบควบคุมของชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้จะนำเสนอเฉพาะการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) เท่านั้น และจะใช้มาตรฐานดังกล่าวสำหรับอ้างอิงการตรวจสอบผลการศึกษาวิจัยทั้งหมด เช่นเดียวกับการตรวจสอบผลการศึกษาวิจัยที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ดังที่ได้นำเสนอรายละเอียดไว้ในบทที่ 4 และบทที่ 5 และนอกจากนี้แล้วการตรวจสอบสมรรถนะของระบบควบคุมของชุดทดสอบจะนำเสนอทั้งผลการทดสอบที่ได้จากชุดทดสอบซึ่งสร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการ และผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ด้วยชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังใน SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB ของระบบชุดทดสอบดังที่แสดงไว้ในภาคผนวก ค. โดยทั้งผลจากชุดทดสอบและจากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ได้ถูกทดสอบภายใต้สถานการณ์และเงื่อนไขเดียวกัน ซึ่งเมื่อกำหนดให้พารามิเตอร์ของชุดทดสอบเป็นดังตารางที่ 6.1 การทดสอบและตรวจสอบสมรรถนะของระบบควบคุมของชุดทดสอบแบ่งออกได้เป็น 2 กรณี คือ

กรณีที่ 1 โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีการเปลี่ยนแปลงทั้งแบบมีค่าเพิ่มมากขึ้น และมีค่าลดลง โดยมีการเปลี่ยนแปลงจาก 0.4 kW ไปเป็น 0.6 kW และจาก 0.6 kW มาเป็น 0.4 kW ที่เวลา 0.1 วินาที และ 0.2 วินาที ตามลำดับ ซึ่งผลการทดสอบในกรณีที่ 1 นี้แสดงได้ดังรูปที่ 6.28 โดยรูปที่ 6.28(a) เป็นผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ ในขณะที่รูปที่ 6.28(b) เป็นผลที่ได้จากชุดทดสอบในห้องปฏิบัติการ ซึ่งเก็บข้อมูลได้จากออสซิลโลสโคป รุ่น wavesurfer 3034 ของบริษัท Teledyne LeCroy ดังแสดงด้วย ⑨ ในรูปที่ 6.14

กรณีที่ 2 โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีการเปลี่ยนแปลงแบบมีค่าเพิ่มมากขึ้นเรื่อย ๆ โดยมีการเปลี่ยนแปลงจาก 0.6 kW ไปเป็น 0.8 kW และจาก 0.8 kW ไปเป็น 1.0 kW ที่เวลา 0.1 วินาที และ 0.2 วินาที ตามลำดับ ซึ่งผลการทดสอบในกรณีที่ 2 นี้แสดงได้ดังรูปที่ 6.29 และเป็นเช่นเดียวกับรูปที่ 6.28 นั่นคือ รูปที่ 6.29(a) เป็นผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ และรูปที่ 6.29(b) เป็นผลที่ได้จากชุดทดสอบในห้องปฏิบัติการ

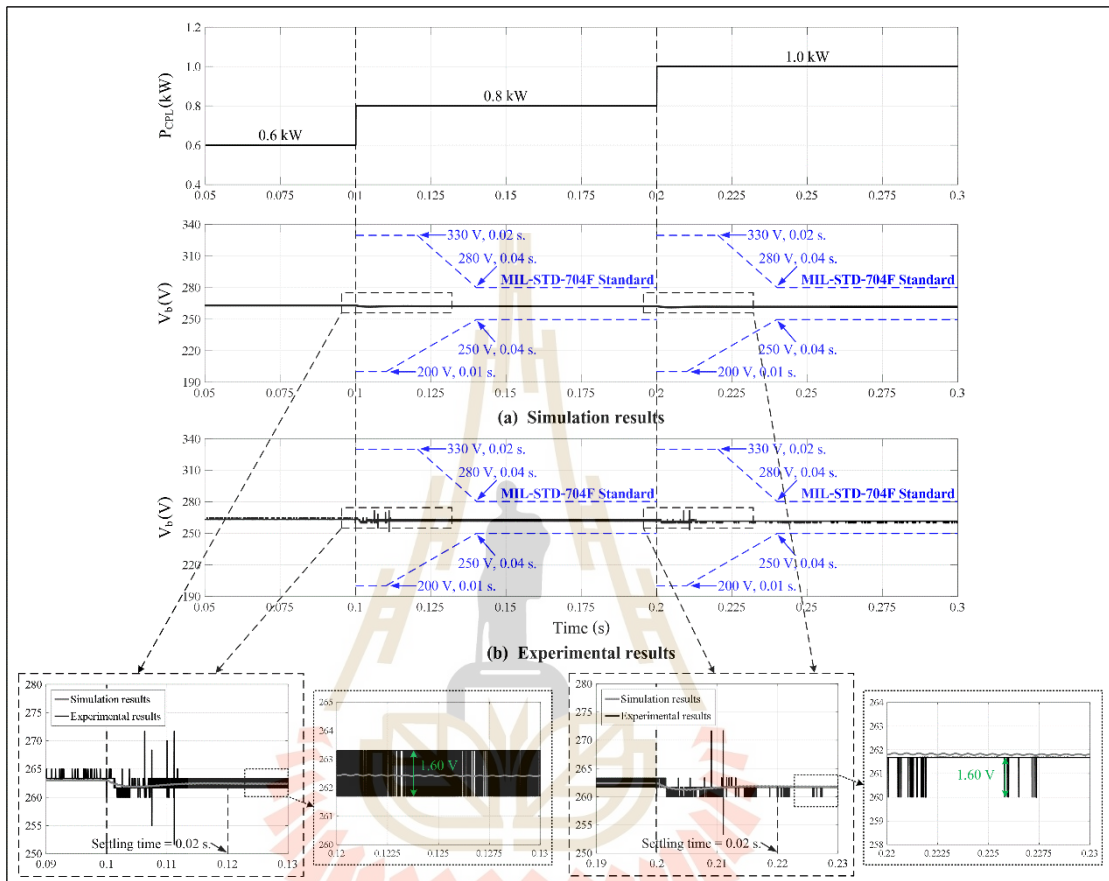
จากผลการทดสอบและตรวจสอบสมรรถนะของระบบควบคุมของชุดทดสอบที่ได้ดังแสดงในรูปที่ 6.28 ซึ่งเป็นกรณีที่โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีการเปลี่ยนแปลงทั้งแบบมีค่าเพิ่มมากขึ้นและมีค่าลดลง และดังแสดงในรูปที่ 6.29 ซึ่งเป็นกรณีที่โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีการเปลี่ยนแปลงแบบมีค่าเพิ่มมากขึ้นเรื่อย ๆ จะสังเกตได้ว่า ทั้งผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ดังรูปที่ 6.28(a) และรูปที่ 6.29(a) และผลที่ได้จากชุดทดสอบในห้องปฏิบัติการดังรูปที่ 6.28(b) และรูปที่ 6.29(b) มีความสอดคล้องกัน โดยผลการตอบสนองของ



รูปที่ 6.28 ผลการทดสอบและตรวจสอบสมรรถนะของระบบควบคุมของชุดทดสอบในกรณีที่ 1

สัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ทั้งในสถานะชั่วคราวและในสถานะอยู่ตัว นั่นคือ ขนาดของแรงดันไฟฟ้าในสถานะชั่วคราวมีค่าไม่น้อยกว่า 200 V และไม่พุ่งเกิน 330 V ในขณะที่แรงดันไฟฟ้าในสถานะอยู่ตัวมีค่าคงที่ที่อยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V โดยสำหรับผลที่ได้จากชุดทดสอบมีขนาดของแรงดันพลั่วเท่ากับ 1.6 V ซึ่งน้อยกว่าขนาดของแรงดันพลั่วสูงสุดที่มาตรฐานได้กำหนดไว้คือ 6 V และผลการตอบสนองสามารถเข้าสู่สถานะอยู่ตัวได้ด้วยเวลา 0.02 วินาที ซึ่งน้อยกว่า 0.04 วินาที ตามที่มาตรฐานกำหนดไว้ จึงเป็นการแสดงให้เห็นว่า ชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการสามารถทำงานตามคำสั่งที่โปรแกรมได้อย่างถูกต้อง โดยสามารถควบคุมให้ผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงของระบบทั้งในสถานะชั่วคราวและในสถานะอยู่ตัวเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้ ดังนั้นชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ดังรูปที่ 6.14 ซึ่งได้สร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการของสถาบันเทคโนโลยีการบินและอวกาศ มหาวิทยาลัยนอร์ททิงแฮม

สหราชอาณาจักร สามารถนำไปใช้สำหรับการยืนยันผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีและการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพทั้งหมดของวิทยานิพนธ์ได้ดังรายละเอียดที่จะได้รับการนำเสนอไว้ในบทที่ 7



รูปที่ 6.29 ผลการทดสอบและตรวจสอบสมรรถนะของระบบควบคุมของชุดทดสอบในกรณีที่ 2

6.4 สรุป

ในบทที่ 6 นี้เป็นการนำเสนอการสร้างชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิที่ ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ซึ่งจะถูกนำไปใช้สำหรับการยืนยันผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีและการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพทั้งหมดของวิทยานิพนธ์ เพื่อแสดงให้เห็นและยืนยันว่า แนวคิด องค์ความรู้ และวิธีการที่ได้นำเสนอ ในงานวิจัยวิทยานิพนธ์สามารถใช้งานได้จริงในทางปฏิบัติ ซึ่งทำให้ผลการศึกษาวิจัยของ วิทยานิพนธ์มีความน่าเชื่อถือเพิ่มมากขึ้น โดยการสร้างชุดทดสอบได้ดำเนินการ ณ ห้องปฏิบัติการของ สถาบันเทคโนโลยีการบินและอวกาศ มหาวิทยาลัยนอตทิงแฮม สหราชอาณาจักร แต่เนื่องด้วย ข้อจำกัดของห้องปฏิบัติการ ทำให้ชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นมีพิกัดกำลังไฟฟ้าที่ถูกปรับลดลง และ

มีบางส่วนประกอบ รวมถึงมีค่าพารามิเตอร์ที่แตกต่างไปจากระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริง ดังที่ได้พิจารณาในบทที่ 3 จึงส่งผลทำให้มีความจำเป็นที่จะต้องศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของ ชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นใหม่อีกครั้ง ซึ่งสามารถดำเนินการได้โดยอาศัยองค์ความรู้ที่ได้จากการศึกษาวิจัยในบทที่ 3 ถึงบทที่ 5 ของวิทยานิพนธ์ ดังนั้นเนื้อหาในตอนต้นของบทจึงเป็นการนำเสนอการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ และการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพ ทั้งการวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ของชุดทดสอบ โดยผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีของชุดทดสอบที่ได้แสดงให้เห็นว่า ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาเมื่อไม่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวจะเกิดการขาดเสถียรภาพขึ้น ซึ่งการขาดเสถียรภาพจะเกิดขึ้นก่อนค่ากำลังไฟฟ้าพิกัดของระบบ ส่งผลทำให้ระบบไม่สามารถทำงานต่อได้ในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด แต่เมื่อชุดทดสอบมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการที่นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ ระบบนอกจากจะไม่เกิดการขาดเสถียรภาพแล้ว ยังสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้ โดยผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีของชุดทดสอบที่ได้มีความสอดคล้องและเป็นไปในทำนองเดียวกันกับผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงที่พิจารณาดังที่ได้อธิบายรายละเอียดไว้ในบทที่ 4 และบทที่ 5 ซึ่งถือเป็นการยืนยันข้อสรุปที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎีได้อีกครั้ง จากนั้นเนื้อหาในส่วนถัดมาจึงเป็นการนำเสนอ การสร้างชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในห้องปฏิบัติการ โดยได้กล่าวถึง รายละเอียดของส่วนประกอบและอุปกรณ์ต่าง ๆ ที่ได้ใช้สำหรับการสร้างชุดทดสอบ พร้อมทั้ง นำเสนอการทดสอบและตรวจสอบสมรรถนะของระบบควบคุมของชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้น ซึ่งทั้ง ผลการทดสอบที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์และผลที่ได้จากชุดทดสอบจริงใน ห้องปฏิบัติการมีความสอดคล้องกัน โดยแสดงให้เห็นว่า ชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นสามารถทำงานตามคำสั่งที่โปรแกรมได้อย่างถูกต้อง นั่นคือ สามารถควบคุมให้ผลการตอบสนองของสัญญาณ แรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงของระบบทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัวเป็นไปตาม มาตรฐาน MIL-STD-704F ได้ ดังนั้นชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ซึ่งได้สร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการ สามารถนำไปใช้สำหรับการยืนยันผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีและ การศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพทั้งหมดของวิทยานิพนธ์ เพื่อเป็นการเพิ่มความน่าเชื่อถือของ ผลการศึกษาวิจัยให้มากยิ่งขึ้น และโดยเฉพาะอย่างยิ่งเพื่อเป็นการแสดงให้เห็นและยืนยันว่า แนวคิด และวิธีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้ต่อยอด พัฒนา และนำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ สามารถใช้งานได้จริงในทางปฏิบัติได้ โดยการยืนยันผลการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของ ระบบไฟฟ้าที่พิจารณาจากชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้น ทั้งการขาดเสถียรภาพ การบรรเทาการขาด เสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว จะได้รับการนำเสนอรายละเอียดไว้ในบทที่ 7 ต่อไป

บทที่ 7

ผลการทดสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

7.1 บทนำ

การสร้างชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในห้องปฏิบัติการ รวมถึงการทดสอบและตรวจสอบสมรรถนะของระบบควบคุมของชุดทดสอบในบทที่ 6 ที่ผ่านมา แสดงให้เห็นว่า ชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นสามารถควบคุมให้ผลการตอบสนองของสัญญาณ แรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัวเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ตามคำสั่งที่โปรแกรมได้อย่างถูกต้อง ซึ่งสามารถที่จะนำมาใช้สำหรับการยืนยัน ผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีและการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพทั้งหมดของวิทยานิพนธ์ได้ ดังนั้น ในบทที่ 7 นี้จึงเป็นการนำเสนอผลการทดสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบน เครื่องบินที่พิจารณา โดยแบ่งออกเป็น 3 หัวข้อ คือ ผลการทดสอบการขาดเสถียรภาพและ การเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพ ผลการทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และผลการทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว เพื่อใช้สำหรับการยืนยันผลที่ได้จาก การวิเคราะห์ทางทฤษฎีและการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของชุดทดสอบดังที่ได้อธิบาย รายละเอียดทั้งหมดไว้ในบทที่ 6 โดยเนื้อหาของบทที่ 7 นอกจากจะนำเสนอการยืนยันผลเกี่ยวกับ เสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาด้วยผลการทดสอบที่ได้จากชุดทดสอบจริงซึ่งสร้างขึ้นใน ห้องปฏิบัติการแล้ว จะนำเสนอผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ด้วย SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB ไว้ในส่วนที่เหมาะสมของบทนี้ด้วยเช่นกัน เพื่อแสดงให้เห็นว่า ทั้งผลที่ ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎี การจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ และผลที่ได้จากชุดทดสอบ ในห้องปฏิบัติการ มีความสอดคล้องและตรงกัน ซึ่งเป็นการยืนยันได้ว่า แนวคิด องค์ความรู้ และวิธีการที่ได้นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์สามารถใช้งานได้จริงในทางปฏิบัติ และโดยเฉพาะอย่างยิ่งเป็นการยืนยันว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้ต่อยอด พัฒนา และนำเสนอใน งานวิจัยวิทยานิพนธ์เป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพ ซึ่งสามารถใช้เพื่อรับประกันการทำงาน อย่างมีเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระแสตรงในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นได้

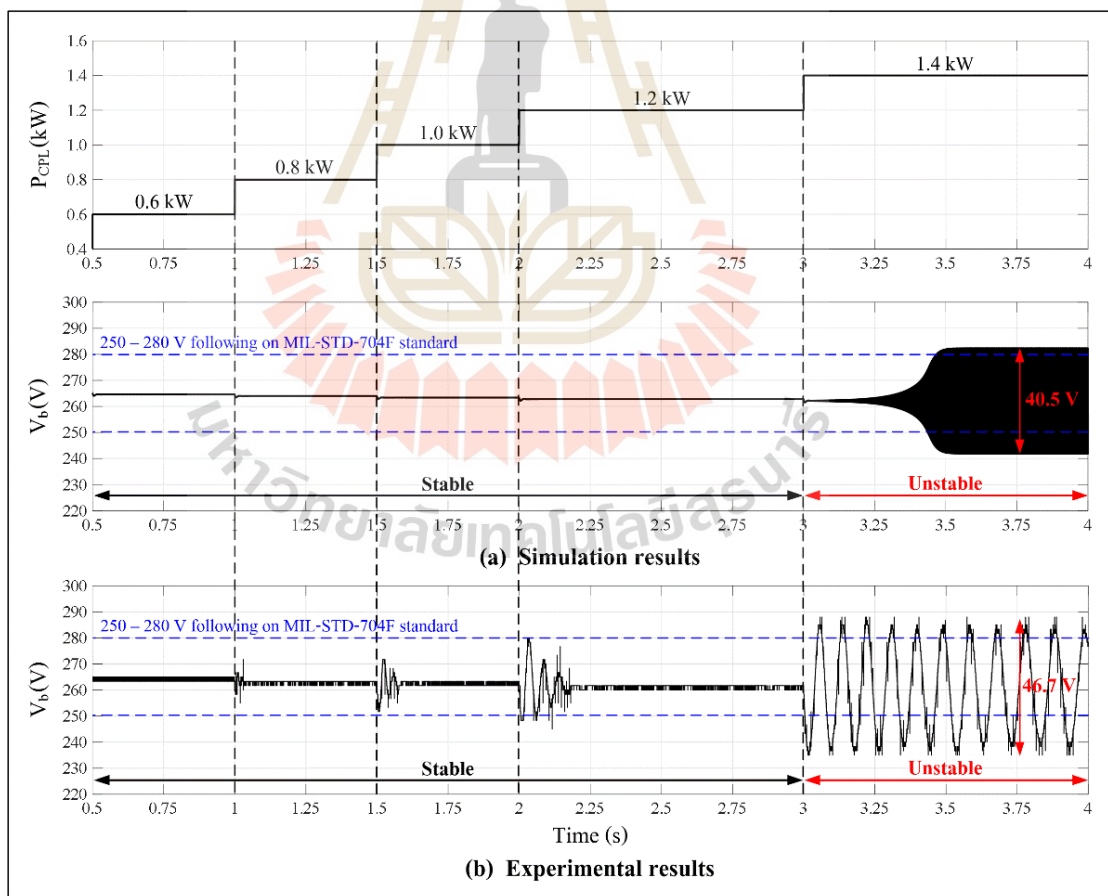
7.2 ผลการทดสอบการขาดเสถียรภาพและการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพ

งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ดำเนินการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัลลิสต์ โดยได้ใช้มาตรฐาน MIL-STD-704F ซึ่งเป็นข้อกำหนดที่ผู้ผลิตและออกแบบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินต้องปฏิบัติตาม สำหรับอ้างอิงการตรวจสอบผลการศึกษาวิจัยที่ได้ทั้งหมดตั้งแต่ในบทที่ 4 ถึงบทที่ 6 ที่ผ่านมา ซึ่งเมื่ออ้างอิงตามมาตรฐานดังกล่าวจะพบว่า มาตรฐานได้เน้นและให้ความสำคัญกับการกำหนดลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าที่บัลลิสต์ไฟฟ้ากระแสตรงเท่านั้น ดังนั้นผลการทดสอบการขาดเสถียรภาพและการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพ ซึ่งจะได้รับการนำเสนอในหัวข้อที่ 7.2 นี้ รวมถึงผลการทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และผลการทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่จะได้รับการนำเสนอในหัวข้อต่อ ๆ ไป งานวิจัยวิทยานิพนธ์จะนำเสนอเฉพาะผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัลลิสต์ไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) เท่านั้น และจะใช้มาตรฐานดังกล่าวสำหรับอ้างอิงการตรวจสอบผลการทดสอบที่ได้ทั้งหมด เช่นเดียวกับที่ได้ดำเนินการตรวจสอบผลการศึกษาวิจัยในบทที่ 4 ถึงบทที่ 6 ที่ผ่านมา เพื่อให้ผลการศึกษาวิจัยของวิทยานิพนธ์มีความน่าเชื่อถือมากยิ่งขึ้น โดยผลการทดสอบการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาแสดงรายละเอียดได้ดังหัวข้อที่ 7.2.1 ดังนี้

7.2.1 ผลการทดสอบการขาดเสถียรภาพ

การวิเคราะห์ทางทฤษฎีเกี่ยวกับเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งแสดงผลได้ดังรูปที่ 6.10 และได้อธิบายรายละเอียดไว้ในหัวข้อที่ 6.2.2 ในบทที่ 6 แสดงให้เห็นว่า ชุดทดสอบจะเกิดการขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 1.4 kW ดังนั้นเพื่อเป็นการยืนยันความถูกต้องของผลที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎี งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงดำเนินการทดสอบการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ซึ่งผลการทดสอบแสดงได้ดังรูปที่ 7.1 โดยรูปที่ 7.1(a) เป็นผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ด้วยชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังใน SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB ของระบบชุดทดสอบดังที่แสดงไว้ในภาคผนวก ค. และได้กำหนดให้พารามิเตอร์ของระบบเป็นดังตารางที่ 6.1 ในบทที่ 6 ในขณะที่รูปที่ 7.1(b) เป็นผลที่ได้จากชุดทดสอบซึ่งสร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการดังที่แสดงไว้ในรูปที่ 6.14 ในบทที่ 6 และเก็บข้อมูลของผลการทดสอบได้จากออสซิลโลสโคป รุ่น wavesurfer 3034 ของบริษัท Teledyne LeCroy โดยทั้งผลจากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์และผลจากชุดทดสอบได้ถูกทดสอบภายใต้สถานการณ์และเงื่อนไข

เดียวกัน ซึ่งจากรูปที่ 7.1 จะสังเกตได้ว่า เมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีการเปลี่ยนแปลงจาก 1.2 kW ไปเป็น 1.4 kW ที่เวลา 3.0 วินาที ชุดทดสอบจะเกิดการขาดเสถียรภาพ โดยสังเกตได้จาก แรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) มีการสั่นไหวเป็นอย่างมากและมีค่าไม่คงที่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ตามที่มาตรฐาน MIL-STD-704F ได้กำหนดไว้ อีกทั้งแรงดันพลิ้วในสภาวะอยู่ตัวมีค่าเท่ากับ 40.5 V สำหรับผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ และมีค่าเท่ากับ 46.7 V สำหรับผลที่ได้จากชุดทดสอบ ซึ่งเกินจากค่าแรงดันพลิ้วสูงสุดตามที่มาตรฐานได้กำหนดไว้คือ 6 V และเมื่อเปรียบเทียบกับผลจากการวิเคราะห์ทางทฤษฎีที่ได้จะพบว่า ให้ผลที่สอดคล้องและตรงกัน ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้ว่า ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเกิดการขาดเสถียรภาพขึ้นอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว โดยการขาดเสถียรภาพจะเกิดขึ้นเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 1.4 kW ซึ่งเกิดขึ้นก่อนค่ากำลังไฟฟ้าพิกัดของระบบ นั่นคือ $P_{CPL, rated} = 2.2$ kW

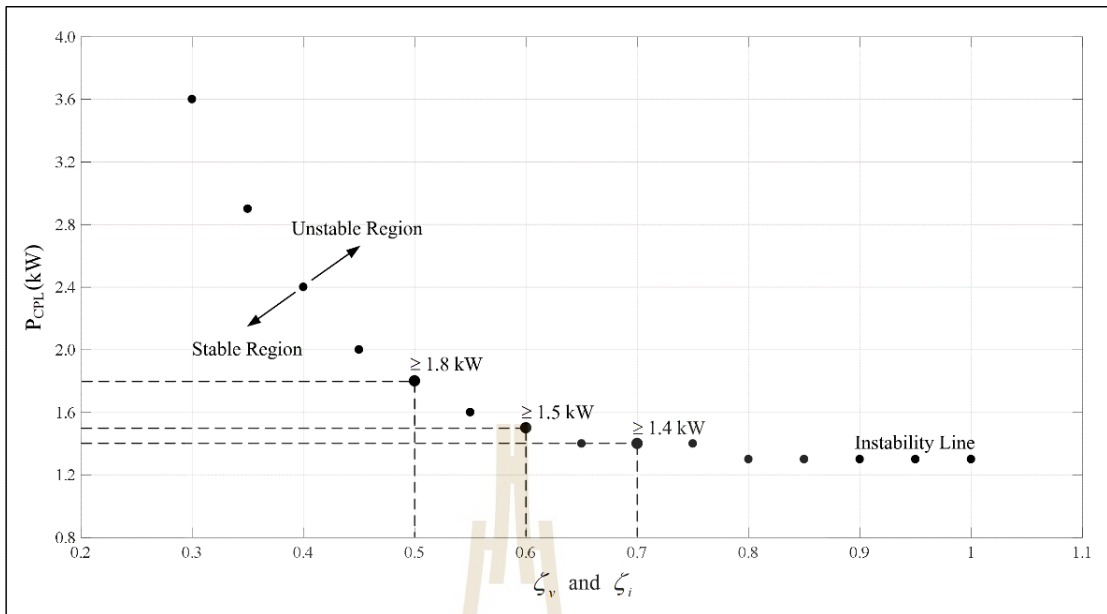


รูปที่ 7.1 ผลการทดสอบการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

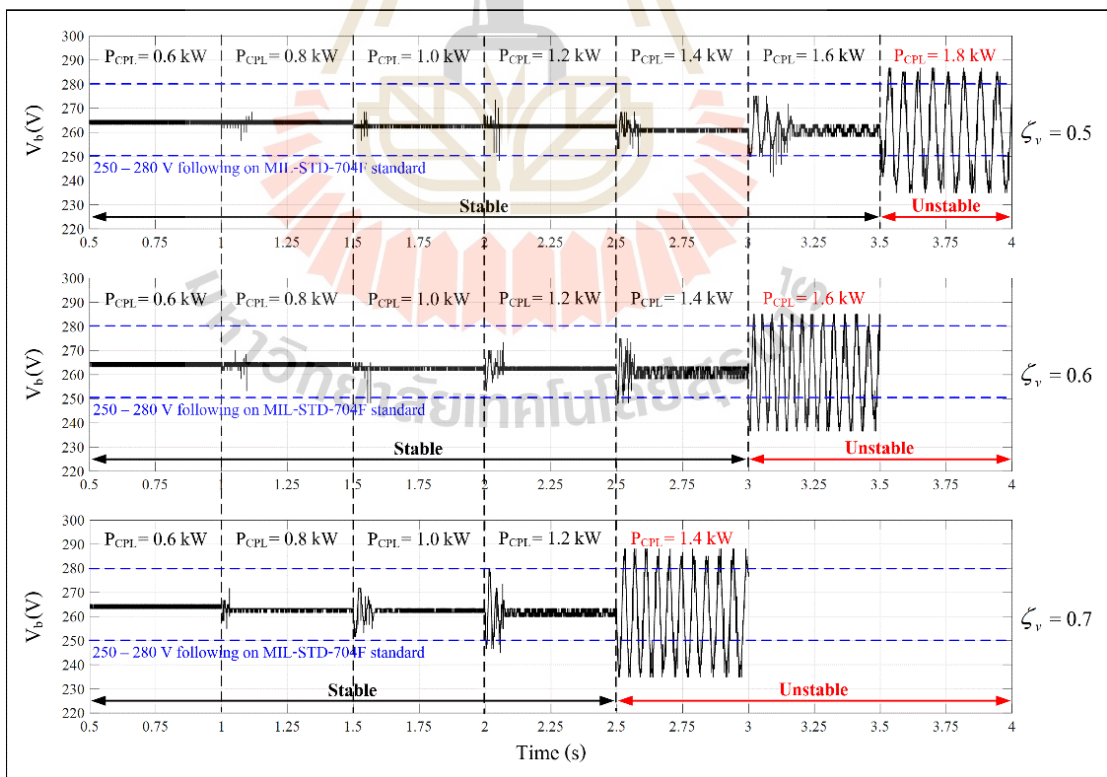
การศึกษาวิจัยและวิเคราะห์ถึงผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ซึ่งได้รับการนำเสนอรายละเอียดไว้ในหัวข้อที่ 4.3 ในบทที่ 4 แสดงให้เห็นว่า การเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบอาจส่งผลทำให้ระบบมีเสถียรภาพเพิ่มขึ้นหรือมีเสถียรภาพน้อยลงได้ ด้วยเหตุนี้การศึกษาวิจัย วิเคราะห์ และการทดสอบถึงผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของชุดทดสอบจึงเป็นสิ่งที่น่าสนใจและมีความสำคัญ ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงดำเนินการวิเคราะห์ทางทฤษฎีเกี่ยวกับเสถียรภาพของชุดทดสอบในกรณีที่ค่าพารามิเตอร์ของระบบมีการเปลี่ยนแปลงโดยใช้การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ดังสมการที่ (6-22) ในบทที่ 6 และดำเนินการตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีที่ได้โดยอาศัยผลการทดสอบที่ได้จากชุดทดสอบซึ่งสร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการ โดยการวิเคราะห์และทดสอบถึงผลกระทบต่อเสถียรภาพจากการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์จะนำเสนอเฉพาะการเปลี่ยนแปลงอัตราส่วนการหน่วง (ζ) ความถี่ธรรมชาติ (ω_n) และอัตราการขยายรูป (K_D) ซึ่งเป็นพารามิเตอร์ของตัวควบคุมของชุดทดสอบ เนื่องจากค่าดังกล่าวเหล่านี้เป็นค่าที่ขึ้นอยู่กับการออกแบบของวิศวกรที่สามารถเปลี่ยนแปลงได้ตามความเหมาะสม และการทดสอบในห้องปฏิบัติการสามารถดำเนินการเปลี่ยนแปลงได้ง่ายด้วยการเปลี่ยนแปลงในส่วนของโปรแกรมระบบควบคุม โดยไม่จำเป็นที่จะต้องเปลี่ยนแปลงส่วนประกอบหรืออุปกรณ์ของชุดทดสอบที่ทำให้เกิดความยุ่งยาก ซึ่งผลการวิเคราะห์และทดสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบในกรณีที่อัตราส่วนการหน่วง ความถี่ธรรมชาติ และอัตราการขยายรูปของลู่วควบคุมมีการเปลี่ยนแปลง สามารถแสดงรายละเอียดได้ดังหัวข้อที่ 7.2.2, หัวข้อที่ 7.2.3 และหัวข้อที่ 7.2.4 ตามลำดับ ดังต่อไปนี้

7.2.2 การทดสอบเสถียรภาพเมื่ออัตราส่วนการหน่วงของลู่วควบคุมมีการเปลี่ยนแปลง

การเปลี่ยนแปลงอัตราส่วนการหน่วงของลู่วควบคุม ซึ่งเป็นผลมาจากเปอร์เซ็นต์การพุ่งเกินสำหรับการออกแบบตัวควบคุมมีการเปลี่ยนแปลง ทำให้อัตราการขยายสัดส่วน (K_p) ของตัวควบคุมพีไอมีค่าที่เปลี่ยนแปลงไป การออกแบบตัวควบคุมในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้กำหนดให้อัตราส่วนการหน่วงของลู่วแรงดันไฟฟ้า (ζ_v) และอัตราส่วนการหน่วงของลู่วกระแสไฟฟ้า (ζ_i) มีค่าเท่ากัน เนื่องจากต้องการออกแบบเปอร์เซ็นต์การพุ่งเกินของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าของชุดทดสอบด้วยค่าที่เท่ากัน ดังนั้นการเปลี่ยนแปลงอัตราส่วนการหน่วงของลู่วควบคุมในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะเป็นการเปลี่ยนแปลงอัตราส่วนการหน่วงของทั้งลู่วแรงดันไฟฟ้าและลู่วกระแสไฟฟ้าไปพร้อม ๆ กัน ซึ่งเมื่ออัตราส่วนการหน่วงของลู่วควบคุมมีการเปลี่ยนแปลง ในขณะที่พารามิเตอร์อื่น ๆ ยังคงมีค่าเท่าเดิมดังตารางที่ 6.1 ในบทที่ 6 ผลที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎีสามารถสร้างเป็นเส้นอเสถียรภาพได้ดังแสดงในรูปที่ 7.2 ดังนี้



รูปที่ 7.2 ผลกระทบต่อเสถียรภาพของชุดทดสอบจากการเปลี่ยนแปลง ζ_v และ ζ_i

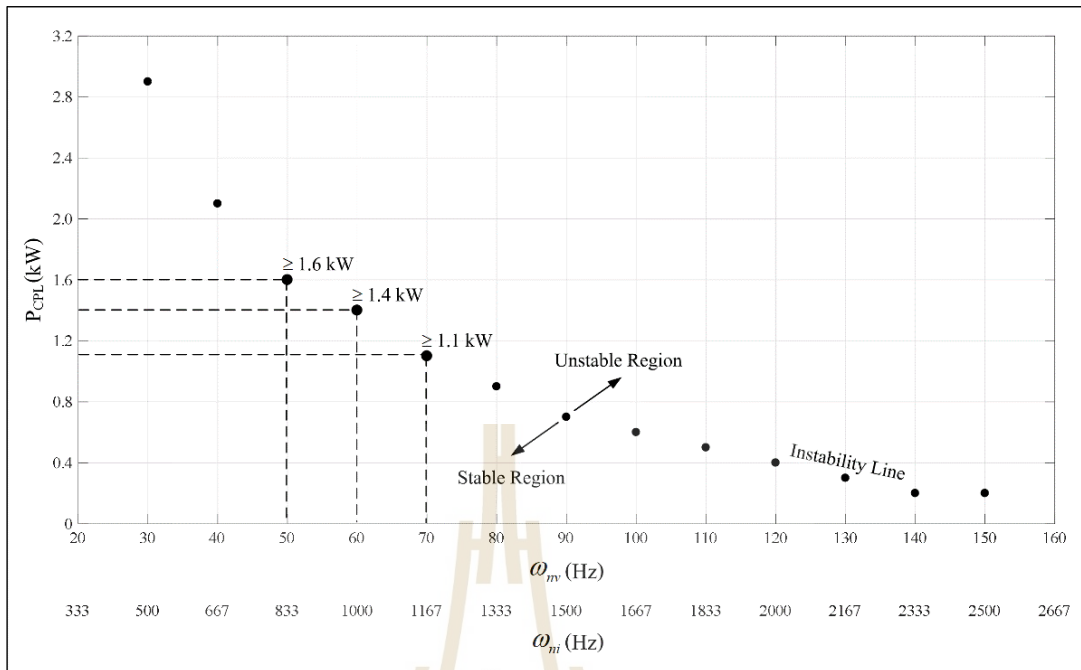


รูปที่ 7.3 ผลการทดสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบเมื่อ ζ_v และ ζ_i มีการเปลี่ยนแปลง

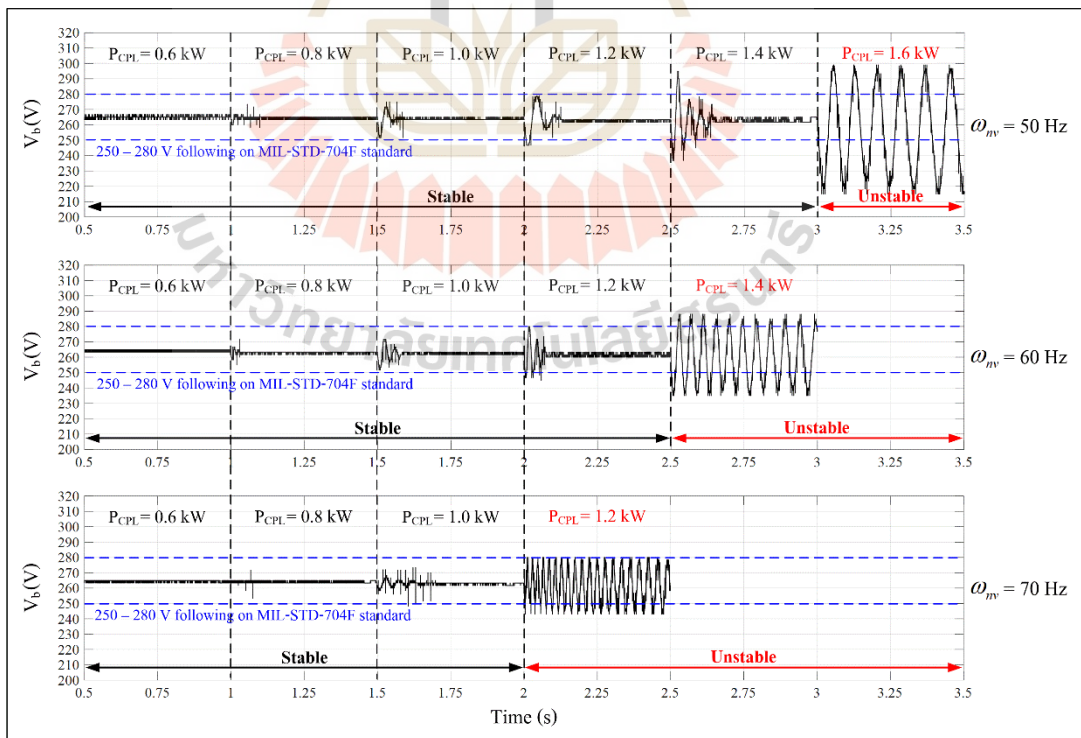
จากรูปที่ 7.2 จะสังเกตได้ว่า เมื่ออัตราส่วนการหน่วงของทั้งรูปการควบคุม แรงดันไฟฟ้าและรูปการควบคุมกระแสไฟฟ้ามี่ค่าเท่ากับ 0.5, 0.6 และ 0.7 ชุดทดสอบจะขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 1.8 kW, 1.5 kW และ 1.4 kW ตามลำดับ และเมื่อเปรียบเทียบกับผลการทดสอบที่ได้จากชุดทดสอบซึ่งสร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการ ดังแสดงในรูปที่ 7.3 จะพบว่า ให้ผลที่สอดคล้องกัน ดังนั้นจึงสรุปได้ว่า เมื่ออัตราส่วนการหน่วงของรูปควบคุมมีค่าเพิ่มมากขึ้น จะทำให้ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา มีเสถียรภาพน้อยลง

7.2.3 การทดสอบเสถียรภาพเมื่อความถี่ธรรมชาติของรูปควบคุมมีการเปลี่ยนแปลง

การเปลี่ยนแปลงความถี่ธรรมชาติของรูปควบคุม ซึ่งเป็นผลมาจากเวลาเข้าที่ (T_r) สำหรับการออกแบบตัวควบคุมมีการเปลี่ยนแปลง ทำให้้อตราการขยายสัดส่วน (K_p) และอัตรา-การขยายปริพันธ์ (K_i) ของตัวควบคุมพีไอมีค่าที่เปลี่ยนแปลงไป โดยตัวควบคุมพีไอของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาและชุดทดสอบในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้เป็นตัวควบคุมแบบต่อเรียงที่มีตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าเป็นรูปควบคุมภายในและมีตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าเป็นรูปควบคุมภายนอก ซึ่งในการออกแบบตัวควบคุมได้กำหนดให้ความถี่ธรรมชาติของรูปกระแสไฟฟ้า (ω_{ni}) มีค่ามากกว่า 10 เท่าของความถี่ธรรมชาติของรูปแรงดันไฟฟ้า (ω_{nv}) ตามเงื่อนไขของการออกแบบตัวควบคุมแบบต่อเรียงที่รูปควบคุมภายในต้องทำงานเร็วกว่ารูปควบคุมภายนอกอย่างน้อย 10 เท่า นั่นคือ $\omega_{ni} > 10\omega_{nv}$ (Pena, R., Clare, J.C., and Asher, G.M., 1996) ดังนั้นการเปลี่ยนแปลงความถี่ธรรมชาติของรูปควบคุมในงานวิจัยวิทยานิพนธ์จะเป็นการเปลี่ยนแปลงความถี่ธรรมชาติของทั้งรูปแรงดันไฟฟ้าและรูปกระแสไฟฟ้าไปพร้อม ๆ กัน เพื่อให้เป็นตามเงื่อนไขของการออกแบบตัวควบคุมแบบต่อเรียงดังกล่าวข้างต้น เมื่อความถี่ธรรมชาติของรูปควบคุมมีการเปลี่ยนแปลง ในขณะที่พารามิเตอร์อื่น ๆ ยังคงมีค่าเท่าเดิมดังตารางที่ 6.1 ในบทที่ 6 ผลที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎีสามารถสร้างเป็นเส้นอเสถียรภาพได้ดังแสดงในรูปที่ 7.4 ซึ่งจากรูปจะสังเกตได้ว่า เมื่อความถี่ธรรมชาติของรูปแรงดันไฟฟ้ามี่ค่าเท่ากับ 50 Hz, 60 Hz และ 70 Hz ในขณะที่ความถี่ธรรมชาติของรูปกระแสไฟฟ้ามี่ค่าเท่ากับ 833 Hz, 1000 Hz และ 1167 Hz ตามลำดับ ชุดทดสอบจะขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 1.6 kW, 1.4 kW และ 1.1 kW ตามลำดับ และเมื่อเปรียบเทียบกับผลการทดสอบที่ได้จากชุดทดสอบซึ่งสร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการดังแสดงในรูปที่ 7.5 จะพบว่า ให้ผลที่สอดคล้องกัน ดังนั้นจึงสรุปได้ว่า เมื่อความถี่ธรรมชาติของรูปควบคุมมีค่าเพิ่มมากขึ้น จะทำให้ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีเสถียรภาพน้อยลง

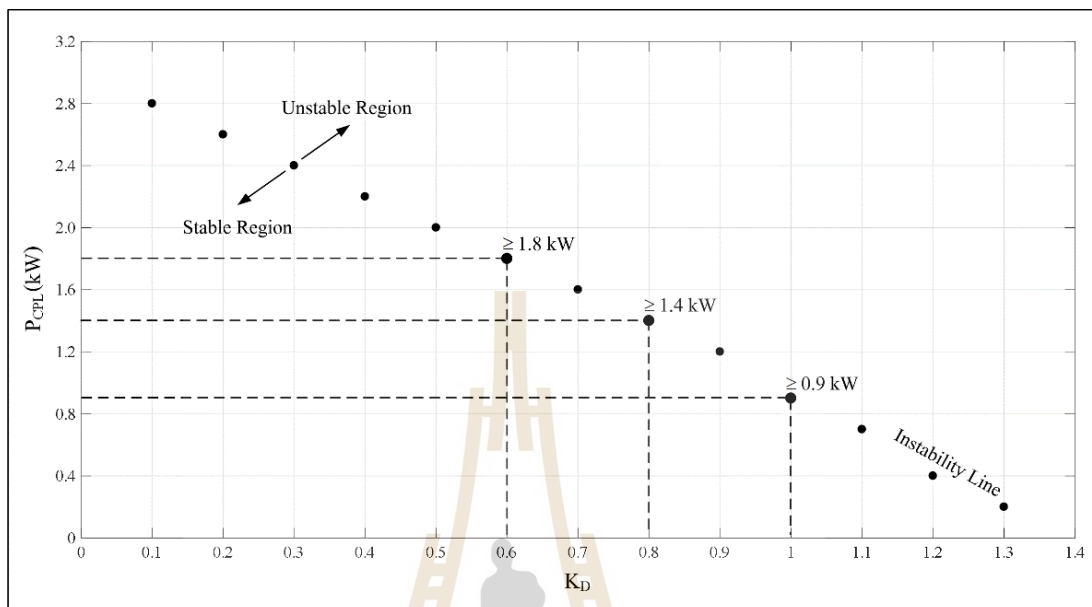


รูปที่ 7.4 ผลกระทบต่อเสถียรภาพของชุดทดสอบจากการเปลี่ยนแปลง ω_{mv} และ ω_{mi}



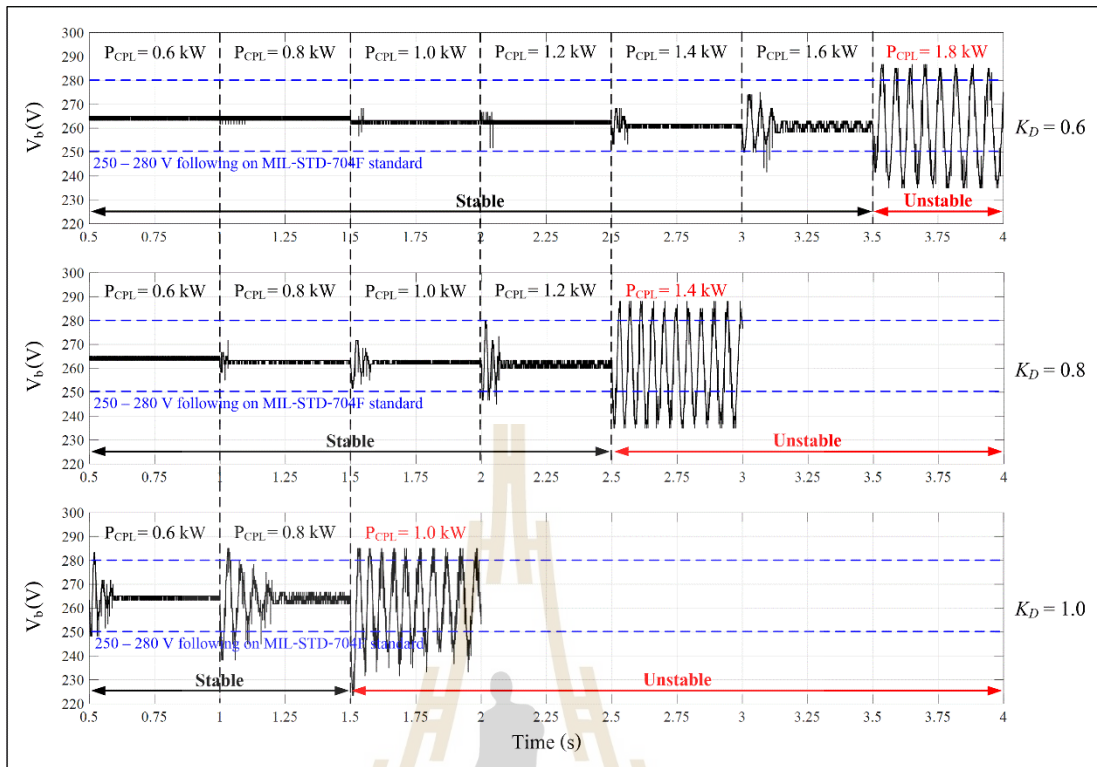
รูปที่ 7.5 ผลการทดสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบเมื่อ ω_{mv} และ ω_{mi} มีการเปลี่ยนแปลง

7.2.4 การทดสอบเสถียรภาพเมื่ออัตราการขยายตัวรูปมีการเปลี่ยนแปลง



รูปที่ 7.6 ผลกระทบต่อเสถียรภาพของชุดทดสอบจากการเปลี่ยนแปลง K_D

เส้นอเสถียรภาพเมื่ออัตราการขยายตัวรูป (K_D) มีการเปลี่ยนแปลง ในขณะที่พารามิเตอร์อื่น ๆ ยังคงมีค่าเท่าเดิมดังตารางที่ 6.1 ในบทที่ 6 ซึ่งสร้างได้จากผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีแสดงได้ดังรูปที่ 7.6 ซึ่งจากรูปจะสังเกตเห็นได้ว่า เมื่ออัตราการขยายตัวรูปมีค่าเท่ากับ 0.6, 0.8 และ 1.0 ชุดทดสอบจะขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 1.8 kW, 1.4 kW และ 0.9 kW ตามลำดับ และเมื่อเปรียบเทียบกับผลการทดสอบที่ได้จากชุดทดสอบซึ่งสร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการดังแสดงในรูปที่ 7.7 จะพบว่า ให้ผลที่สอดคล้องกัน ดังนั้นจึงสรุปได้ว่า เมื่ออัตราการขยายตัวรูปมีค่าเพิ่มมากขึ้น จะทำให้ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา มีเสถียรภาพน้อยลง เนื่องจากอัตราการขยายตัวรูปที่มีค่าเพิ่มมากขึ้น ส่งผลให้เกิดแรงดันตกที่เพิ่มมากขึ้น ซึ่งเป็นไปตามลักษณะเฉพาะเอาต์พุตของตัวควบคุมแบบรูปที่กำหนดไว้สำหรับควบคุมการแบ่งกระแสไฟฟ้าหรือกำลังไฟฟ้าจากแต่ละแหล่งจ่ายไปยังโหลดทั้งหมดของระบบ และถึงแม้ว่าการควบคุมแบบรูปจะเป็นการเพิ่มค่าความต้านทานเสมือนเข้าไปในระบบซึ่งส่งผลทำให้การหน่วงของระบบมีค่าเพิ่มมากขึ้น แต่ผลจากแรงดันตกที่มากขึ้น เมื่ออัตราการขยายตัวรูปมีค่าเพิ่มขึ้น มีอิทธิพลต่อเสถียรภาพของระบบมากกว่า (Gao, F., Bozhko, S.V., Asher, G., Wheeler, P., and Patel, C., 2016) ดังนั้นระบบจึงมีเสถียรภาพน้อยลง



รูปที่ 7.7 ผลการทดสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบเมื่อ K_D มีการเปลี่ยนแปลง

จากการดำเนินการวิเคราะห์ทางทฤษฎีและการทดสอบถึงผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของชุดทดสอบดังรายละเอียดที่ได้นำเสนอในข้างต้น สามารถสรุปได้ว่า เมื่ออัตราส่วนการหน่วง ความถี่ธรรมชาติ ของการออกแบบตัวควบคุมพีไอ และอัตราการขยายรูปมีค่าเพิ่มมากขึ้น จะส่งผลทำให้ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีเสถียรภาพน้อยลง ซึ่งจากผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีและผลที่ได้จากชุดทดสอบที่สอดคล้องกัน รวมถึงผลที่ได้ของชุดทดสอบดังกล่าวข้างต้นมีแนวโน้มและข้อสรุปที่ตรงกับผลของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงที่พิจารณา ซึ่งได้นำเสนอรายละเอียดไว้ในหัวข้อที่ 4.3 ในบทที่ 4 ถือเป็นข้อมูลที่สำคัญและมีประโยชน์ต่อวิศวกรผู้ออกแบบระบบในการพิจารณาและคำนึงถึงผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบโดยรวมสำหรับการออกแบบและเลือกใช้ค่าพารามิเตอร์ของระบบควบคุมให้มีความเหมาะสม เพราะสามารถเพิ่มประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือให้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินได้

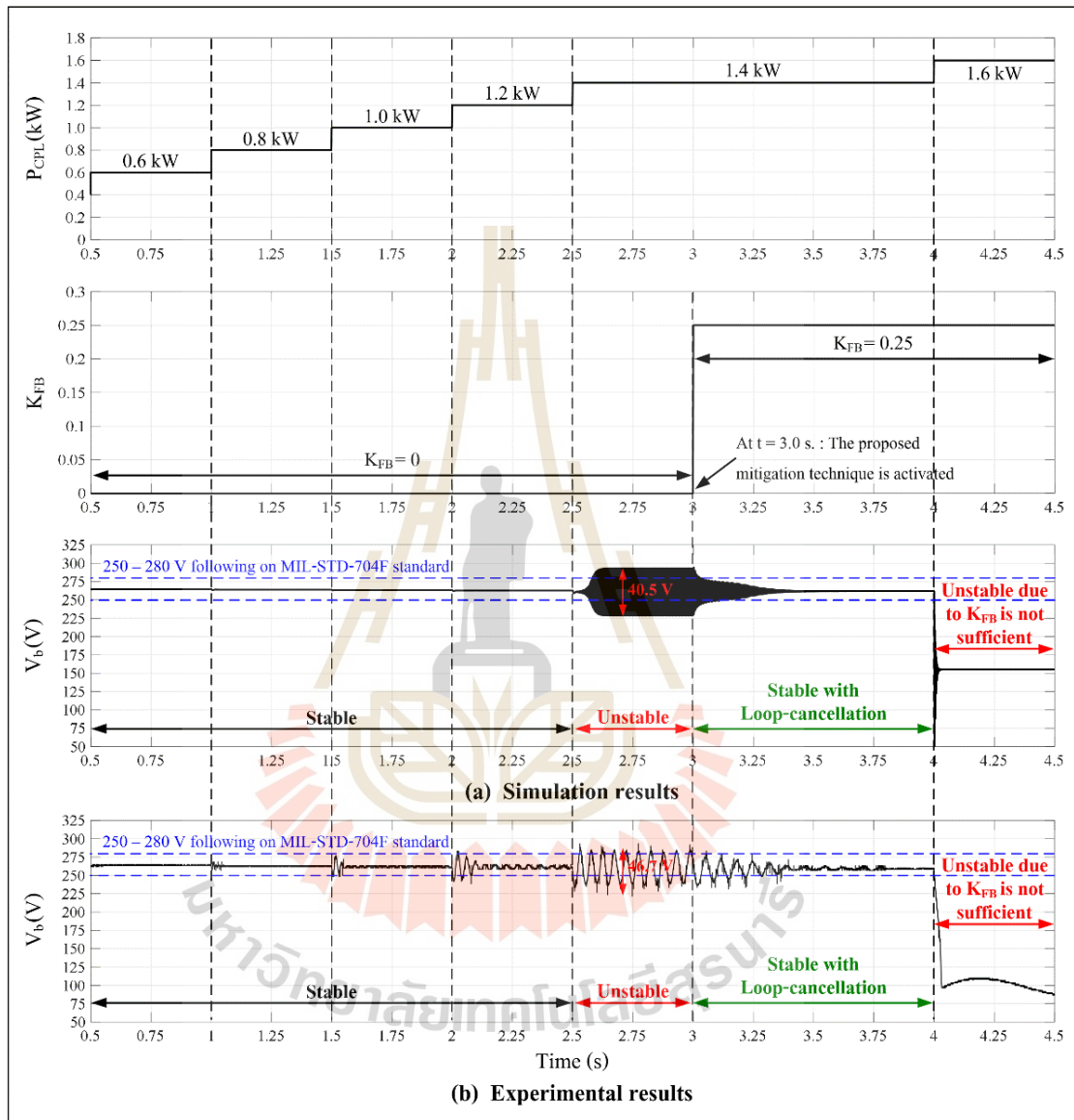
ดังนั้นจากการทดสอบการขาดเสถียรภาพและการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ดังที่ได้นำเสนอรายละเอียดในหัวข้อที่ 7.2 นี้ แสดงให้เห็นว่า ทั้งผลที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎี การจำลองสถานการณ์

บนคอมพิวเตอร์ และผลที่ได้จากชุดทดสอบในห้องปฏิบัติการ มีความสอดคล้องและตรงกัน จึงเป็นการยืนยันได้ว่า การวิเคราะห์ทางทฤษฎีเกี่ยวกับเสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบซึ่งพิสูจน์หาได้ด้วยวิธีดีคิวนี่นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ สามารถคาดเดาจุดการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาได้อย่างถูกต้อง และนอกจากนี้แล้วยังเป็นการแสดงให้เห็นและยืนยันได้ว่า โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวส่งผลทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเกิดการขาดเสถียรภาพ โดยการขาดเสถียรภาพจะเกิดขึ้นก่อนค่ากำลังไฟฟ้าพิกัดของระบบ ซึ่งสำหรับการทดสอบในห้องปฏิบัติการ ระบบจะขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับหรือมากกว่า 1.4 kW ซึ่งน้อยกว่าค่ากำลังไฟฟ้าพิกัดของระบบ นั่นคือ $P_{CPL, rated} = 2.2$ kW ส่งผลทำให้ระบบไม่สามารถทำงานต่อได้ที่จุดปฏิบัติงาน ณ จุดการขาดเสถียรภาพและในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด เนื่องจากการขาดเสถียรภาพส่งผลต่อสมรรถนะการทำงานของระบบควบคุมที่ไม่สามารถควบคุมให้ผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ซึ่งอาจจะส่งผลให้เกิดความเสียหายต่อระบบโดยรวมที่มีผลต่อความปลอดภัยของผู้โดยสารภายในเครื่องบินได้ ด้วยเหตุนี้งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงนำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา เพื่อให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้จนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด ซึ่งผลการทดสอบการบรรเทาขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาสามารถแสดงรายละเอียดได้ดังหัวข้อที่ 7.3 ดังนี้

7.3 ผลการทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ

งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้นำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว โดยได้ประยุกต์ใช้วิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นที่อาศัยเทคนิคลูบยกเล็กด้วยการกำหนดและเลือกใช้ค่าอัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคลูบยกเล็ก (K_{FB}) ที่น้อยและเพียงพอสำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา เพราะค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอนี้ นอกจากจะสามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวซึ่งทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพได้แล้ว ผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงภายหลังการบรรเทาการขาดเสถียรภาพก็เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F อีกด้วย ซึ่งผลการทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเพื่อใช้สำหรับยืนยันผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎี แสดงได้ดังรูปที่ 7.8 และเป็นเช่นเดียวกับผลการทดสอบการขาดเสถียรภาพในรูปที่ 7.1 นั่นคือ รูปที่ 7.8(a) เป็นผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ ในขณะที่รูปที่ 7.8(b) เป็นผลที่ได้จาก

ชุดทดสอบซึ่งสร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการ โดยทั้งผลจากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์และผลจากชุดทดสอบได้ถูกทดสอบภายใต้สถานการณ์และเงื่อนไขเดียวกัน ซึ่งสามารถสรุปได้ดังนี้



รูปที่ 7.8 ผลการทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

- ในตอนเริ่มต้น, ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาจะทำงานโดยไม่มี การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเลิก ซึ่ง K_{FB} ถูกกำหนดให้มีค่าเท่ากับศูนย์ และโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) จะมีค่าเพิ่มขึ้นครั้งละ 200 W

- ที่เวลา 2.5 วินาที, โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มขึ้นเท่ากับ 1.4 kW เมื่ออ้างอิงตามผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีที่ได้ดังรูปที่ 6.10(a) ในบทที่ 6 และผลการทดสอบการขาดเสถียรภาพที่ได้ดังรูปที่ 7.1 ซึ่งได้อธิบายรายละเอียดไว้แล้วในหัวข้อที่ 7.2.1 พบว่า ชุดทดสอบจะขาดเสถียรภาพที่จุดปฏิบัติงานนี้ โดยทั้งผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ดังรูปที่ 7.8(a) และผลที่ได้จากชุดทดสอบซึ่งสร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการดังรูปที่ 7.8(b) มีความสอดคล้องและตรงกับผลที่ได้ในรูปที่ 7.1 ซึ่งเป็นการแสดงให้เห็นและยืนยันได้อีกครั้งว่า ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเกิดการขาดเสถียรภาพขึ้นเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 1.4 kW

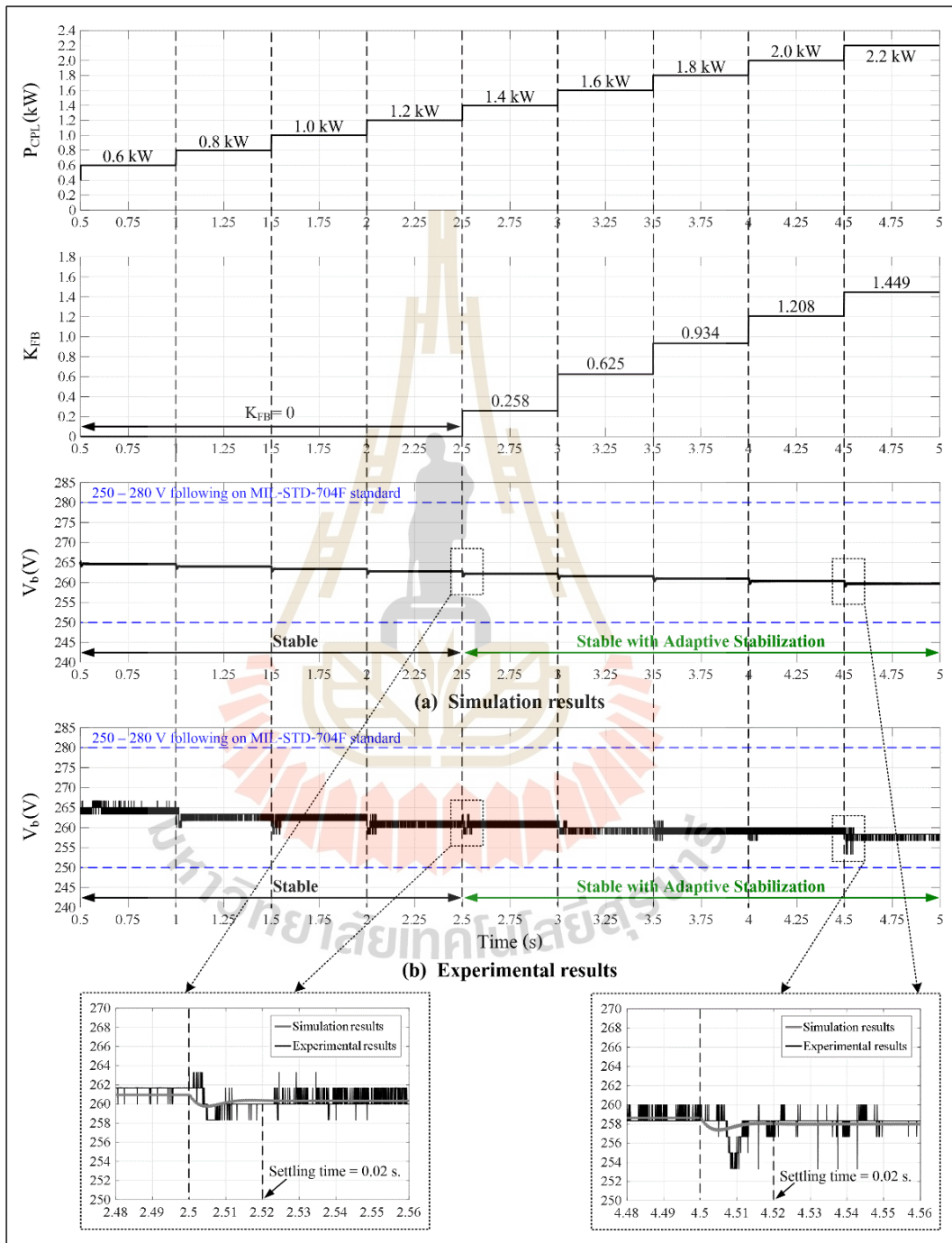
- ที่เวลา 3.0 วินาที, การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กได้ถูกให้เริ่มต้นการทำงานเพื่อบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบ โดย K_{FB} ถูกกำหนดให้มีค่าเท่ากับ 0.25 ซึ่งเป็นค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอสำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 1.4 kW ตามผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีที่ได้ดังรูปที่ 6.10(b) ซึ่งได้นำเสนอและอธิบายรายละเอียดไว้ในหัวข้อที่ 6.2.2 ในบทที่ 6 โดยทั้งผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ดังรูปที่ 7.8(a) และผลที่ได้จากชุดทดสอบซึ่งสร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการดังรูปที่ 7.8(b) สอดคล้องกับผลที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎี ซึ่งแสดงให้เห็นว่า ชุดทดสอบที่เกิดการขาดเสถียรภาพเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเท่ากับ 1.4 kW สามารถกลับมาเสถียรภาพได้ โดยสังเกตได้จากผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) มีการสั่นไหวที่ลดลงจนกระทั่งมีค่าคงที่ในช่วง 250 V ถึง 280 V เมื่อเข้าสู่สภาวะอยู่ตัว ซึ่งเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้ว่า การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กที่อาศัยการกำหนดและเลือกใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอ สามารถทำให้ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาที่ขาดเสถียรภาพกลับมาเสถียรภาพได้ และผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงหลังจากบรรเทาการขาดเสถียรภาพก็เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F

- ในตอนสุดท้ายที่เวลา 4.0 วินาที, โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวถูกเพิ่มค่าขึ้นอีกครั้งให้เท่ากับ 1.6 kW ในขณะที่ K_{FB} ยังคงมีค่าเท่าเดิมเท่ากับ 0.25 ซึ่งเมื่ออ้างอิงตามผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีที่ได้ดังรูปที่ 6.10(b) ในบทที่ 6 พบว่า ชุดทดสอบจะเกิดการขาดเสถียรภาพได้อีกครั้ง เนื่องจากค่า K_{FB} ไม่เพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบ โดยทั้งผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ดังรูปที่ 7.8(a) และผลที่ได้จากชุดทดสอบซึ่งสร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการดังรูปที่ 7.8(b) สอดคล้องกับผลที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎี ซึ่งแสดงให้เห็นว่า ชุดทดสอบจากที่มีเสถียรภาพสามารถเกิดการขาดเสถียรภาพได้อีกครั้งเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มขึ้นเท่ากับ 1.6 kW ในขณะที่ K_{FB} ยังคงมีค่าเท่าเดิมเท่ากับ 0.25 อย่างไรก็ตามการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบที่จุดปฏิบัติงานนี้ ผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง

จะไม่ปรากฏการสั้นไกว แต่จะมีขนาดที่ลดลงอย่างรวดเร็วจนกระทั่งชุดทดสอบเกิดความผิดพลาด (fail) ขึ้นและไม่สามารถทำงานต่อไปได้ ทั้งนี้เกิดจากการที่ระบบควบคุมของชุดทดสอบพยายามจะรักษาเสถียรภาพด้วยค่า K_{FB} ที่ไม่เพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ทำให้ดัชนีการมอดูเลตมีค่าเท่ากับค่าดัชนีการมอดูเลตสูงสุดที่ได้กำหนดไว้สำหรับป้องกันการมอดูเลตเกิน (over modulation) จึงส่งผลทำให้ชุดทดสอบเกิดความผิดพลาดขึ้นและไม่สามารถทำงานต่อไปได้ ซึ่งเป็นเหตุการณ์ที่ไม่ควรจะเกิดขึ้นในทุก ๆ ระยะเวลาและระยะเวลาทำการบิน ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันข้อสรุปที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎีในรูป 6.10 ในบทที่ 6 ซึ่งระบุไว้ว่า ถ้าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มมากขึ้น K_{FB} จะต้องมีค่าเพิ่มมากขึ้นอย่างเหมาะสมด้วยเช่นกัน เพื่อให้เพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพและสามารถรักษาเสถียรภาพของระบบได้

จากการทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ดังรายละเอียดที่ได้นำเสนอในหัวข้อที่ 7.3 นี้ แสดงให้เห็นว่า ทั้งผลที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎี การจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ และผลที่ได้จากชุดทดสอบในห้องปฏิบัติการ มีความสอดคล้องและตรงกัน ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้ว่า การบรรเทาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวโดยใช้วิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นที่อาศัยเทคนิคคลุยกเล็กด้วยการกำหนดและเลือกใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอที่นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ สามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพได้ และผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงหลังจากบรรเทาการขาดเสถียรภาพก็เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F แต่อย่างไรก็ตามการใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอสำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ถ้าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มสูงขึ้น ในขณะที่ K_{FB} ยังคงมีค่าคงที่และมีค่าเท่าเดิมระบบจะเกิดการขาดเสถียรภาพได้อีกครั้ง เนื่องจากค่า K_{FB} ไม่เพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ดังนั้นถ้าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มมากขึ้น K_{FB} จะต้องมีค่าเพิ่มมากขึ้นอย่างเหมาะสมด้วยเช่นกัน เพื่อให้เพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพและสามารถรักษาเสถียรภาพของระบบได้ โดยหากต้องการให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขของค่าพิกัดกำลังไฟฟ้า K_{FB} จะต้องมีค่าที่แปรเปลี่ยนได้อย่างเพียงพอและเหมาะสมตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่มีการเปลี่ยนแปลง ด้วยเหตุนี้งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงนำเสนอการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ซึ่งเป็นการศึกษาวิจัยที่ได้รับการต่อยอดและพัฒนาขึ้นในงานวิจัยวิทยานิพนธ์สำหรับการปรับเปลี่ยนค่า K_{FB} ตามระดับของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวเพื่อทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณานอกจากจะไม่เกิดการขาดเสถียรภาพแล้ว ยังสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไข

ระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้อีกด้วย โดยผลการทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาแสดงรายละเอียดได้ดังหัวข้อที่ 7.4



รูปที่ 7.9 ผลการทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

7.4 ผลการทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว

การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ เป็นการประยุกต์ใช้วิธีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่อาศัยเทคนิคคลุกเคล้ากับการใช้สมการสร้างความเสถียรภาพเชิงปรับตัว ซึ่งเป็นสมการอย่างง่ายที่สามารถคำนวณค่าอัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคคลุกเคล้า (K_{FB}) ที่น้อยและเพียงพอที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่มีการเปลี่ยนแปลง โดยสมการดังกล่าวได้มาจากการหาสมการโพลีโนเมียลที่อาศัยเส้นแนวโน้มการขาดเสถียรภาพหรือเส้นอเสถียรภาพจากการวิเคราะห์เสถียรภาพผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีดีคิวิ ซึ่งผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีในกรณีนี้ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังที่แสดงไว้ในรูปที่ 6.13 และได้อธิบายรายละเอียดไว้ในหัวข้อที่ 6.2.2 ในบทที่ 6 แสดงให้เห็นว่า วิธีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อาศัยเทคนิคคลุกเคล้าร่วมกับสมการสร้างความเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังสมการที่ (6-24) ในบทที่ 6 สามารถปรับเปลี่ยนค่า K_{FB} ได้อย่างเหมาะสมตามการเปลี่ยนแปลงของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งทำให้สามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพได้อย่างสมบูรณ์ ด้วยเหตุนี้ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาจึงมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด ดังนั้นเพื่อยืนยันความถูกต้องของผลที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎี งานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงดำเนินการทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ซึ่งผลการทดสอบแสดงได้ดังรูปที่ 7.9 และเป็นเช่นเดียวกับผลการทดสอบการขาดเสถียรภาพและผลการทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพในรูปที่ 7.1 และรูปที่ 7.8 ตามลำดับ นั่นคือ รูปที่ 7.9(a) เป็นผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ ในขณะที่รูปที่ 7.9(b) เป็นผลที่ได้จากชุดทดสอบซึ่งสร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการ ซึ่งทั้งผลจากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์และผลจากชุดทดสอบได้ถูกทดสอบภายใต้สถานการณ์และเงื่อนไขเดียวกัน โดยจากรูปที่ 7.9 จะสังเกตได้ว่าเมื่อโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเพิ่มมากขึ้น ในขณะที่ K_{FB} มีการปรับเปลี่ยนค่าเพิ่มขึ้นได้อย่างเหมาะสมตามระดับของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวด้วยสมการสร้างความเสถียรภาพเชิงปรับตัวดังสมการที่ (6-24) โดย K_{FB} จะมีค่าค่อย ๆ เพิ่มมากขึ้นจนกระทั่งมีค่าเท่ากับ 1.449 ที่ค่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวพิกัด นั่นคือ $P_{CPL, rated} = 2.2$ kW ทำให้ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด ซึ่งสังเกตได้จากผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) ในสภาวะอยู่ตัวมีค่าคงที่และมีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ซึ่งเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ถึงแม้ว่าแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงจากชุดทดสอบจะปรากฏแรงดันพลิว แต่ขนาดของแรงดันพลิวที่เกิดขึ้นมีค่าน้อยกว่าแรงดันพลิวสูงสุดในสภาวะอยู่ตัวตามที่มาตรฐานได้กำหนดไว้คือ 6 V อีกทั้ง

จะสังเกตได้จากส่วนขยายของรูปที่ 7.9 ได้อีกว่า ผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่ บัสไฟฟ้ากระแสตรงในสภาวะชั่วคราวมีขนาดไม่น้อยกว่า 200 V และไม่พุ่งเกิน 330 V โดยมี เวลาเข้าที่เท่ากับ 0.02 วินาที ซึ่งมีค่าไม่เกิน 0.04 วินาที เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F โดย จากการทดสอบการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ พิจารณา ดังที่ได้นำเสนอรายละเอียดในหัวข้อที่ 7.3 นี้ แสดงให้เห็นว่า ทั้งผลที่ได้จากการวิเคราะห์ ทางทฤษฎี การจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ และผลที่ได้จากชุดทดสอบในห้องปฏิบัติการ มีความสอดคล้องและตรงกัน ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้ว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อาศัย วิธีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคู่ควบกับสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ซึ่งเป็นวิธีการที่ได้รับการต่อยอดและพัฒนาขึ้นในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ สามารถกำจัดผลของ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้อย่างสมบูรณ์ ซึ่งทำให้ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ที่พิจารณาทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ ค่าพิกัดได้ และผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงทั้งในสภาวะชั่วคราวและ ในสภาวะอยู่ตัวภายหลังการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวก็เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F

ดังนั้นจากการทดสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ซึ่งได้ดำเนินการทั้งหมดในบทที่ 7 นี้ สามารถสรุปได้ว่า โดยปกติชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลัง บนเครื่องบินที่พิจารณาเมื่อไม่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว จะเกิดการขาดเสถียรภาพเมื่อ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) มีค่าเท่ากับ 1.4 kW ซึ่งการขาดเสถียรภาพเกิดขึ้นก่อนค่ากำลังไฟฟ้า พิกัดของระบบ นั่นคือ $P_{CPL, rated} = 2.2$ kW ส่งผลทำให้ชุดทดสอบไม่สามารถทำงานต่อได้ในระดับ กำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด เนื่องจากแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง มีการสั่นไหวเป็นอย่างมากและมีค่าไม่เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F แต่อย่างไรก็ตาม เมื่อชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ด้วยวิธีการที่นำเสนอ ผลการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้ถูกกำจัดอย่าง สมบูรณ์ ด้วยเหตุนี้จึงทำให้ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณานอกจากจะไม่ เกิดการขาดเสถียรภาพแล้ว ยังสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้ เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด ณ $P_{CPL, rated} = 2.2$ kW ได้ และผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่ บัสไฟฟ้ากระแสตรงทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัวหลังจากการสร้างเสถียรภาพ เชิงปรับตัวก็เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F โดยผลที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎี การจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ และผลที่ได้จากการทดสอบในห้องปฏิบัติการด้วย ชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นเพื่อใช้แทนระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ซึ่งมีความสอดคล้อง และตรงกัน จึงเป็นการแสดงให้เห็นว่า

1. การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบซึ่งพิสูจน์หาได้ด้วยวิธีตีความที่นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์สามารถคาดเดาจุดการขาดเสถียรภาพและวิเคราะห์ถึงผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาได้อย่างถูกต้อง รวมถึงสามารถใช้วิเคราะห์เกี่ยวกับเสถียรภาพเพื่อการออกแบบและเลือกค่า K_{FB} สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพและสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาได้

2. การบรรเทาการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว โดยใช้วิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นที่อาศัยเทคนิคคูปกเล็กด้วยการกำหนดและเลือกใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอที่นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ สามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพได้ แต่ไม่เพียงพอที่จะทำให้ระบบทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด ด้วยเหตุนี้จึงจำเป็นต้องมีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวให้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

3. การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ซึ่งเป็นวิธีการที่ได้รับการต่อยอดและพัฒนาขึ้นในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ โดยได้ประยุกต์ใช้วิธีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่อาศัยเทคนิคคูปกเล็ก ร่วมกับการใช้สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ซึ่งเป็นสมการอย่างง่ายที่สามารถคำนวณค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่มีการเปลี่ยนแปลง โดยสมการดังกล่าวได้มาจากการหาสมการโพลีโนเมียลที่อาศัยเส้นแนวโน้มการขาดเสถียรภาพหรือเส้นเสถียรภาพจากการวิเคราะห์เสถียรภาพผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีตีความ สามารถกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพได้อย่างสมบูรณ์ จึงทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดงานการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้ และผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงทั้งในสถานะชั่วครู่และในสถานะอยู่ตัว ภายหลังจากการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวก็เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F

ดังนั้นจากที่ได้กล่าวมาทั้งหมดข้างต้นจึงเป็นการยืนยันได้เป็นอย่างดีและน่าเชื่อถือว่าแนวคิด องค์ความรู้ และวิธีการที่ได้นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์สามารถใช้งานได้จริงในทางปฏิบัติ และโดยเฉพาะอย่างยิ่งเป็นการยืนยันได้ว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้ต่อยอด พัฒนา และนำเสนอ ซึ่งเป็นจุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์ เป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพที่สามารถใช้เพื่อรับประกันการทำงานอย่างมีเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระแสตรงในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นได้

7.5 สรุป

ในบทที่ 7 นี้เป็นการนำเสนอผลการทดสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ทั้งผลในส่วนของการขาดเสถียรภาพและการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพ ผลของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว สำหรับใช้ยืนยันผลที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎีทั้งหมด เพื่อให้ผลการศึกษาวิจัยของวิทยานิพนธ์มีความน่าเชื่อถือเพิ่มมากยิ่งขึ้น โดยนอกจากได้นำเสนอผลการยืนยันเกี่ยวกับเสถียรภาพด้วยผลที่ได้จากชุดทดสอบซึ่งสร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการแล้ว ยังได้นำเสนอผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ไว้ในส่วนที่เหมาะสมของบทที่ 7 นี้ด้วยเช่นกัน ซึ่งจากความสอดคล้องและตรงกันของทั้งผลที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎี การจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ และผลที่ได้จากชุดทดสอบซึ่งสร้างในห้องปฏิบัติการ ของผลการศึกษาวิจัยทั้งหมดของวิทยานิพนธ์ที่ประกอบด้วย การวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้เป็นอย่างดีและน่าเชื่อถือว่า แนวคิดองค์ความรู้ และวิธีการที่ได้นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์สามารถใช้งานได้จริงในทางปฏิบัติ และโดยเฉพาะอย่างยิ่งเป็นการยืนยันได้ว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้ต่อยอดและพัฒนาขึ้น ซึ่งเป็นจุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์ เป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพที่สามารถใช้เพื่อรับประกันการทำงานอย่างมีเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระแสตรงในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นได้



บทที่ 8

สรุปและข้อเสนอแนะ

8.1 สรุป

งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้นำเสนอการสร้างความเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน โดยเริ่มต้นจากการศึกษา ค้นคว้า และสำรวจปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน เพื่อให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์เป็นระบบที่ในปัจจุบันและในอนาคตมีแนวโน้มที่จะได้รับการพัฒนาและถูกนำมาใช้งาน พร้อมกันนี้ได้ศึกษา ค้นคว้า และสำรวจปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันที่เกี่ยวข้องกับผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น การพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง และการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง ซึ่งผลจากการศึกษาและค้นคว้าที่ได้นอกจากจะแสดงให้เห็นถึงความเป็นมาและความสำคัญของปัญหาของงานวิจัยวิทยานิพนธ์แล้ว ยังสามารถสรุปและสร้างเป็นองค์ความรู้เพื่อใช้เป็นแนวทางของการทำวิจัยวิทยานิพนธ์ได้ โดยเฉพาะอย่างยิ่งเป็นแนวทางและองค์ความรู้พื้นฐานที่สำคัญสำหรับการสร้างความเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา เพื่อให้ระบบสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้ ซึ่งเป็นการศึกษาวิจัยที่ได้รับการต่อยอดพัฒนา และเป็นจุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ โดยรายละเอียดของการศึกษา ค้นคว้า และสำรวจปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับวิทยานิพนธ์ทั้งหมดได้นำเสนอไว้ในบทที่ 2

ระบบไฟฟ้าที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์คือ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว ซึ่งมีโหลดโดยส่วนใหญ่เป็นวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุมการทำงาน โดยโหลดดังกล่าวนี้จะมีพฤติกรรมเปรียบเสมือนโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบ ซึ่งการขาดเสถียรภาพอาจส่งผลกระทบต่อสมรรถนะการทำงานของระบบควบคุมหรืออาจส่งผลให้เกิดความเสียหายต่อระบบโดยรวมที่มีผลต่อความปลอดภัยของผู้โดยสารภายในเครื่องบินได้ ด้วยเหตุนี้ การศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาจึงเป็นสิ่งสำคัญและจำเป็นอย่างมาก ซึ่งการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบ ทั้งการวิเคราะห์เสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และกระทำการต่อยอดพัฒนาเป็นการสร้างความเสถียรภาพเชิงปรับตัว

จำเป็นต้องพึ่งพาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ ซึ่งเมื่อพิจารณาจากสถาปัตยกรรมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาจะพบว่า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบเป็นแบบจำลองที่ขึ้นอยู่กับเวลา อันเนื่องมาจากผลการทำงานของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรและผลการทำงานของอุปกรณ์สวิตช์ของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกที่พหาคำนำไปใช้ศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบจะมีความยุ่งยากและความซับซ้อนเป็นอย่างมาก ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงใช้วิธีตีความจำกัดผลของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าและอุปกรณ์สวิตช์ดังกล่าว เพื่อให้ได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่ไม่เปลี่ยนแปลงตามเวลา ซึ่งเป็นแบบจำลองที่มีความเหมาะสมต่อการนำไปใช้สำหรับการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบได้ โดยการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีตีความจะเริ่มต้นจากกรณีที่ระบบไม่มีตัวควบคุม จากนั้นนำแบบจำลองของระบบในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุมที่ได้มาต่อยอดพัฒนาสำหรับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบในกรณีที่มีตัวควบคุม ซึ่งจากผลการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่อาศัยการเปรียบเทียบผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์กับผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ด้วยชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังใน SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB แสดงให้เห็นว่า ผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีลักษณะของรูปสัญญาณที่สอดคล้องกับผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ ทั้งในสถานะชั่วครู่และในสถานะอยู่ตัว ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้ว่า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาซึ่งพิสูจน์มาจากวิธีตีความ มีความถูกต้องและสามารถนำไปใช้สำหรับการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบได้ โดยรายละเอียดของการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาทั้งในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุมและในกรณีที่มีตัวควบคุม พร้อมทั้งการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองที่ได้ด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ รวมถึงทฤษฎีพื้นฐานเกี่ยวกับการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธีตีความ สถาปัตยกรรมและการออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา โดยที่การออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าและตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าซึ่งเป็นตัวควบคุมพีไอได้อาศัยวิธีการแบบดั้งเดิม และการออกแบบตัวควบคุมแบบรูปที่อาศัยลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าที่กำหนดได้จากมาตรฐาน MIL-STD-704F ซึ่งเป็นข้อกำหนดที่ผู้ผลิตและออกแบบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินต้องปฏิบัติตาม และเป็นมาตรฐานที่งานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้ใช้สำหรับอ้างอิงการตรวจสอบผลการศึกษาวิจัยที่ได้ทั้งหมด ได้นำเสนอไว้ในบทที่ 3

การศึกษาวินิจฉัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์เริ่มต้นด้วยการวิเคราะห์เสถียรภาพเพื่อคาดการณ์การขาดเสถียรภาพ และวิเคราะห์ถึงผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา

โดยใช้วิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจง เนื่องจากเป็นวิธีการที่ง่าย ไม่ซับซ้อน และให้ผลการวิเคราะห์ที่มีความถูกต้อง โดยจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีดีคิวก์ในบทที่ 3 ซึ่งเป็นแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้น จะถูกทำให้เป็นเชิงเส้นด้วยอนุกรมเทย์เลอร์อันดับหนึ่ง ดังนั้นจึงสามารถประมาณระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นให้เป็นระบบที่เป็นเชิงเส้นได้ จากนั้นการวิเคราะห์เสถียรภาพสามารถใช้วิธีการพื้นฐานของทฤษฎีบทควบคุมที่เป็นเชิงเส้น นั่นคือ ทฤษฎีบทค่าเจาะจง ได้ ซึ่งจากการวิเคราะห์เสถียรภาพที่อาศัยการวิเคราะห์จากค่าเจาะจงเด่นที่มีอิทธิพลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาโดยตรง และการตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์ที่ได้ด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ที่มีความสอดคล้องและตรงกัน จึงเป็นการแสดงให้เห็นและยืนยันได้ว่า โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวส่งผลทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเกิดการขาดเสถียรภาพขึ้น ซึ่งการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการที่นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ สามารถคาดเดาจุดการขาดเสถียรภาพของระบบได้อย่างถูกต้อง และการวิเคราะห์ถึงผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาก็แสดงให้เห็นว่า เมื่อความถี่ของไฟฟ้ากระแสสลับที่ผลิตได้จากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโรตอร์ชนิดแม่เหล็กถาวรมีค่าเพิ่มมากขึ้น จะทำให้ระบบมีเสถียรภาพเพิ่มขึ้น แต่การเพิ่มความยาวของสายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงและการเพิ่มความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงที่มากเกินไป รวมถึงเมื่ออัตราส่วนการหน่วงและความถี่ธรรมชาติของการออกแบบตัวควบคุมพีไอและอัตราขยายตรงรูป มีค่าเพิ่มมากขึ้น จะส่งผลทำให้ระบบไฟฟ้าที่พิจารณามีเสถียรภาพน้อยลง ซึ่งผลการศึกษาวิจัยที่ได้นี้เป็นข้อมูลที่สำคัญและมีประโยชน์ต่อวิศวกรผู้ออกแบบระบบในการพิจารณาและคำนึงถึง ขนาด น้ำหนัก ราคา รวมถึงผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบโดยรวมสำหรับการออกแบบและเลือกค่าพารามิเตอร์ของระบบให้มีความเหมาะสม เพราะสามารถเพิ่มประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือให้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินได้ แต่อย่างไรก็ตามการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวจะเกิดขึ้นก่อนค่ากำลังไฟฟ้าปกติของระบบ โดยการขาดเสถียรภาพส่งผลต่อสมรรถนะการทำงานของระบบควบคุมที่ไม่สามารถควบคุมให้ผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ซึ่งทำให้สัญญาณแรงดันไฟฟ้างดงกล่าวมีการสั่นไหวเป็นอย่างมาก จนอาจส่งผลให้เกิดความเสียหายต่อระบบโดยรวมที่มีผลต่อความปลอดภัยของผู้โดยสารภายในเครื่องบินได้ ดังนั้นจึงส่งผลทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาไม่สามารถทำงานต่อได้ที่จุดปฏิบัติงาน จุดการขาดเสถียรภาพ และในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าปกติ ในขณะที่การวิเคราะห์เสถียรภาพไม่ว่าจะอาศัยวิธีการที่ได้นำเสนอหรือวิธีการอื่น ๆ ไต่ ๆ ทำได้เพียงแค่คาดเดาจุดการขาดเสถียรภาพของระบบได้เท่านั้น แต่ไม่สามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพ

กลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้ ด้วยเหตุนี้การบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาจึงเป็นสิ่งสำคัญและจำเป็นอย่างมาก เพื่อให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้ โดยรายละเอียดของการวิเคราะห์เสถียรภาพและการวิเคราะห์ถึงผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีตีคว พร้อมทั้งการตรวจสอบความถูกต้องของผลการวิเคราะห์ทั้งหมดด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ รวมถึงการสรุปที่แสดงให้เห็นถึงความสำคัญและความจำเป็นของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ได้นำเสนอไว้บทที่ 4

การศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ลำดับถัดมาเป็นการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ เพื่อให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้ ซึ่งงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้ดำเนินการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาด้วยการแก้ไขทางด้านแหล่งจ่าย โดยใช้วิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นที่อาศัยเทคนิคลูปลยกลเล็ก ซึ่งเป็นวิธีที่ถูกรวเสนอไว้สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพของวงจรแปลงผันกำลังดีซีเป็นดีซี มาประยุกต์ใช้กับวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ซึ่งเป็นวงจรแปลงผันกำลังเอซีเป็นดีซี เนื่องจากวิธีการดังกล่าวสามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้โดยตรง จึงทำให้ระบบมีขีดความสามารถในการจ่ายกำลังไฟฟ้าให้กับโหลดได้สูงเพิ่มมากขึ้น โดยการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปลยกลเล็กได้ถูกเพิ่มเข้าไปในระบบควบคุมเดิมที่มีอยู่แล้วในส่วนของการควบคุมแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟ เพื่อทำหน้าที่ในการสร้างสัญญาณชดเชยหรือสัญญาณสร้างเสถียรภาพสำหรับฉีดเข้าไปหักล้างผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพ โดยจากผลการวิเคราะห์เสถียรภาพในกรณีที่ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปลยกลเล็ก ที่อาศัยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่พึ่งพาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบเมื่อมีเทคนิคลูปลยกลเล็กซึ่งพิสูจน์มาจากวิธีตีคว การตรวจสอบและการยืนยันผลของการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ที่มีความสอดคล้องและตรงกัน แสดงให้เห็นว่า การบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาด้วยเทคนิคลูปลยกลเล็ก หากใช้อัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคลูปลยกลเล็ก (K_{FB}) ที่มีค่ามากเกินไป ส่งผลทำให้แรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงภายหลังจากการบรรเทาการขาดเสถียรภาพไม่เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F หรือในกรณีเลวร้ายที่สุด อาจส่งผลทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพได้ ในขณะที่การใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอ

สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพ นอกจากจะสามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมา มีเสถียรภาพได้แล้ว แรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงหลังจากบรรเทาการขาดเสถียรภาพก็เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ด้วยเหตุนี้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอจึงถูกเลือกใช้สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา แต่อย่างไรก็ตามการใช้ค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอในการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ถ้าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มสูงขึ้น ในขณะที่ K_{FB} ยังคงมีค่าคงที่และมีค่าเท่าเดิม ระบบจะเกิดการขาดเสถียรภาพได้อีกครั้ง เนื่องจากค่า K_{FB} ไม่เพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ ดังนั้นถ้าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวมีค่าเพิ่มมากขึ้น K_{FB} จะต้องมีการเพิ่มมากขึ้นอย่างเหมาะสมด้วยเช่นกัน เพื่อให้เพียงพอต่อการบรรเทาการขาดเสถียรภาพและสามารถรักษาเสถียรภาพของระบบได้ โดยหากต้องการให้ระบบมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด ค่า K_{FB} ดังกล่าว จำเป็นที่จะต้องมีการเปลี่ยนแปลงได้อย่างเหมาะสมตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่มีการเปลี่ยนแปลงเพื่อให้มีค่าที่เพียงพอและเหมาะสมสำหรับการชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้ ซึ่งการวิเคราะห์และออกแบบหาค่า K_{FB} สำหรับทุก ๆ จุดปฏิบัติงานของระบบ จะมีความซับซ้อนและยุ่งยากในแง่ของการใช้งานในทางปฏิบัติ ดังนั้นงานวิจัยวิทยานิพนธ์จึงได้นำเสนอการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว เพื่อให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา มีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้ โดยการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวเป็นการต่อยอดพัฒนาและประยุกต์ใช้การบรรเทาการขาดเสถียรภาพที่อาศัยเทคนิคลูปลูกีร์รวมกับการใช้สมการอย่างง่ายที่สามารถคำนวณหาค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอที่แปรเปลี่ยนค่าได้ตามระดับกำลังไฟฟ้าของโหลดที่มีการเปลี่ยนแปลง ซึ่งจะเรียกสมการดังกล่าวว่า สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว และสมการดังกล่าวได้มาจากการหาสมการโพลีโนเมียลที่อาศัยเส้นแนวโน้มการขาดเสถียรภาพหรือเส้นเสถียรภาพจากการวิเคราะห์เสถียรภาพผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีที่ดี โดยจากผลจากการวิเคราะห์ทางทฤษฎีและการตรวจสอบความถูกต้องด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ที่มีความสอดคล้องและตรงกัน แสดงให้เห็นและยืนยันได้ว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการที่นำเสนอสามารถปรับเปลี่ยนค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอได้อย่างเหมาะสมตามระดับของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่มีการเปลี่ยนแปลง ซึ่งทำให้สามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวที่ส่งผลทำให้ระบบเกิดการขาดเสถียรภาพได้อย่างสมบูรณ์ ดังนั้นระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาจึงทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้ และผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัวภายหลังจากการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวก็เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F อีกทั้งวิธีการดังกล่าวยังมีความคงทนต่อ

การเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ของระบบในช่วง $\pm 10\%$ โดยรายละเอียดของการบรรเทา การขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาด้วยเทคนิคอุปยกเล็ก และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อาศัยเทคนิคอุปยกเล็กร่วมกับสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ซึ่งเป็นการศึกษาวิจัยที่ได้รับการประยุกต์ ต่อยอดและพัฒนาขึ้นในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ พร้อมทั้ง การยืนยันผลของเสถียรภาพด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ รวมถึงทฤษฎีพื้นฐาน เกี่ยวกับการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคอุปยกเล็ก การพิสูจน์หาแบบจำลอง ทางคณิตศาสตร์ของระบบในกรณีที่มีเทคนิคอุปยกเล็กด้วยวิธีดีคิว และการกำหนด สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาด้วย การหาสมการโพลีโนเมียลที่อาศัยเส้นแนวโน้มการขาดเสถียรภาพหรือเส้นอเสถียรภาพจาก การวิเคราะห์เสถียรภาพผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบที่พิสูจน์หาได้ด้วยวิธีดีคิว เพื่อใช้ สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบ ได้นำเสนอไว้ในบทที่ 5

การสร้างชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาสำหรับใช้ยืนยัน ผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีและการศึกษาวิจัยทั้งหมดของวิทยานิพนธ์ เพิ่มเติมจากการตรวจสอบ และยืนยันผลด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ในบทที่ 4 และบทที่ 5 ที่ผ่านมา เพื่อ ทำให้ผลการศึกษาวิจัยของวิทยานิพนธ์มีความน่าเชื่อถือเพิ่มมากขึ้น และโดยเฉพาะอย่างยิ่งเพื่อเป็น การแสดงให้เห็นและยืนยันว่า แนวคิด องค์ความรู้ และวิธีการที่ได้นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ สามารถใช้งานได้จริงในทางปฏิบัติ งานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้ดำเนินการสร้างชุดทดสอบขึ้น ในห้องปฏิบัติการของสถาบันเทคโนโลยีการบินและอวกาศ มหาวิทยาลัยนอตติงแฮม สหราชอาณาจักร แต่ด้วยข้อจำกัดของห้องปฏิบัติการ ทำให้ชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นมีพิกัด กำลังไฟฟ้าที่ถูกปรับลดลง และมีบางส่วนประกอบ รวมถึงมีค่าพารามิเตอร์ที่แตกต่างไปจาก ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินจริงที่ได้พิจารณาตั้งแต่ในบทที่ 3 ถึงบทที่ 5 ซึ่งส่งผลทำให้มี ความจำเป็นที่จะต้องศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นใหม่อีกครั้ง แต่ก็ สามารถดำเนินการได้โดยอาศัยองค์ความรู้ที่ได้จากการศึกษาวิจัยในบทที่ 3 ถึงบทที่ 5 ของ วิทยานิพนธ์ โดยจากผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีของชุดทดสอบที่สร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการ ซึ่ง มีความสอดคล้องและเป็นไปในทำนองเดียวกันกับผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีของระบบไฟฟ้ากำลัง บนเครื่องบินจริงที่พิจารณาดังที่ได้อธิบายรายละเอียดไว้ในบทที่ 4 และบทที่ 5 ดังนั้นจึงถือเป็นการ ยืนยันข้อสรุปที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎีของบทที่ 4 และบทที่ 5 ได้อีกครั้ง และ นอกจากนี้แล้วจากผลการทดสอบและตรวจสอบสมรรถนะของระบบควบคุมของชุดทดสอบที่ได้ สร้างขึ้น ซึ่งทั้งผลการทดสอบที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์และผลที่ได้จาก ชุดทดสอบจริงในห้องปฏิบัติการมีความสอดคล้องและตรงกัน โดยแสดงให้เห็นว่า ชุดทดสอบที่ได้ สร้างขึ้นสามารถควบคุมให้ผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง ทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัวเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ตามคำสั่งที่โปรแกรม

ได้อย่างถูกต้อง ดังนั้นชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาซึ่งได้สร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการ สามารถนำไปใช้สำหรับการยืนยันผลการวิเคราะห์ทางทฤษฎีและการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพทั้งหมดของวิทยานิพนธ์ได้ โดยรายละเอียดของการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพของชุดทดสอบ ทั้งสถาปัตยกรรมและการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบด้วยวิธีคิคว การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปลยกลี และ การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการที่นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ รวมถึงรายละเอียดของส่วนประกอบและอุปกรณ์ต่าง ๆ ที่ได้ใช้สำหรับการสร้างชุดทดสอบ ซึ่งประกอบด้วย ส่วนของระบบผลิตไฟฟ้ากระแสสลับ วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ ระบบควบคุมของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟที่อาศัยการประมวลผลทางดิจิทัลด้วยบอร์ด DSP TMS320C6713 ร่วมกับบอร์ด FPGA ProAsic3 A3P400 สำหรับการสร้างสัญญาณพัลส์ด้วยวิธีสเปซเวกเตอร์ที่ดับเบิลยูเอ็ม (SVPWM) เพื่อควบคุมการทำงานของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ ส่วนประกอบทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง และโหลดทั้งหมดของระบบ พร้อมทั้งผลการทดสอบและตรวจสอบสมรรถนะของระบบควบคุมของชุดทดสอบที่สร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการ ได้นำเสนอไว้ในบทที่ 6

การทดสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา เพื่อใช้สำหรับการยืนยันผลการศึกษาวิจัยทั้งหมดของวิทยานิพนธ์ที่ประกอบด้วย การวิเคราะห์เสถียรภาพและการวิเคราะห์ถึงผลกระทบของเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพ การบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว ซึ่งทั้งหมดที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎี การจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ และผลที่ได้จากการทดสอบในห้องปฏิบัติการด้วยชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นซึ่งใช้แทนระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา มีความสอดคล้องและตรงกัน ซึ่งแสดงให้เห็นว่า โดยปกติ ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาเมื่อไม่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวจะเกิดการขาดเสถียรภาพขึ้นอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว ซึ่งการขาดเสถียรภาพจะเกิดขึ้นก่อนค่ากำลังไฟฟ้าพิกัดของระบบ ส่งผลทำให้ระบบไม่สามารถทำงานต่อได้ในระดับกำลังไฟฟ้าที่สูงขึ้นจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัด เนื่องจากแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงมีการสั่นไหวเป็นอย่างมากและมีค่าไม่เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F แต่เมื่อระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวด้วยวิธีการที่นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ ผลการขาดเสถียรภาพอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้ถูกกำจัดอย่างสมบูรณ์ ด้วยเหตุนี้จึงทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณานอกจากจะไม่เกิดการขาดเสถียรภาพแล้ว ยังสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้ และผลการตอบสนองของแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัวหลังจากการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวก็เป็นไปตาม

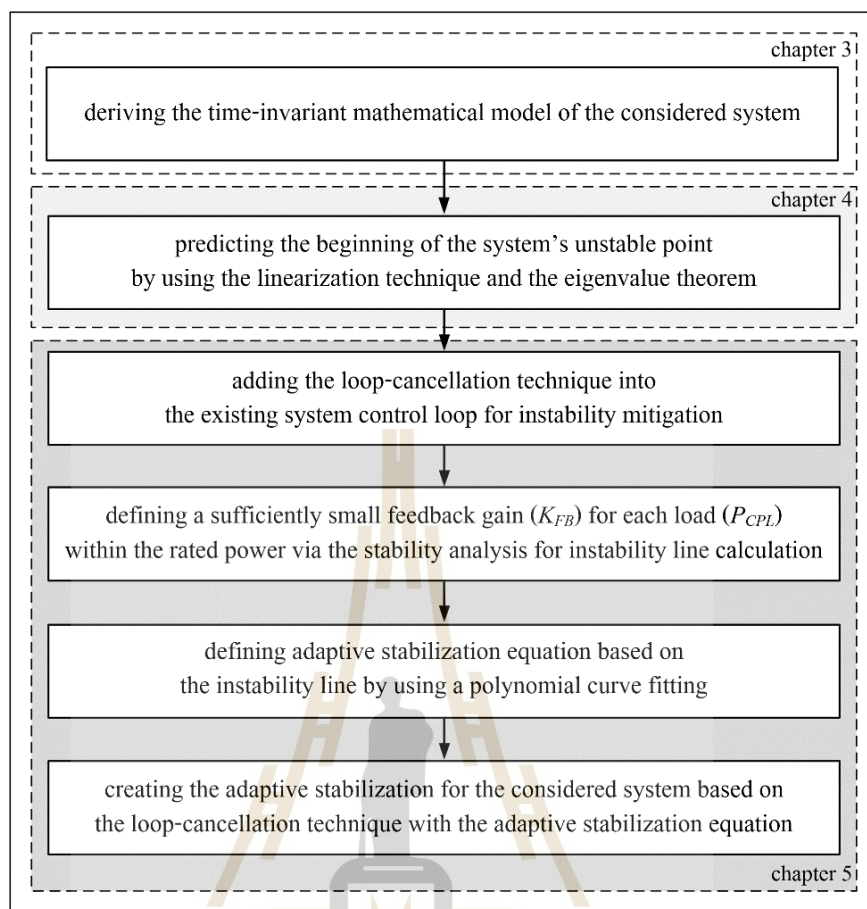
มาตรฐาน MIL-STD-704F ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้เป็นอย่างดีและน่าเชื่อถือว่า แนวคิดองค์ความรู้ และวิธีการสำหรับการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับเสถียรภาพที่ได้นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์สามารถใช้งานได้จริงในทางปฏิบัติ และโดยเฉพาะอย่างยิ่งเป็นการยืนยันได้ว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่ได้ต่อยอดและพัฒนาขึ้น ซึ่งเป็นจุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์ เป็นวิธีการที่มีประสิทธิภาพที่สามารถใช้เพื่อรับประกันการทำงานอย่างมีเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระแสตรงในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นได้ โดยรายละเอียดของผลการทดสอบเสถียรภาพของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ทั้งผลในส่วนของการขาดเสถียรภาพและการเปลี่ยนแปลงค่าพามีเตอร์ที่ส่งผลต่อเสถียรภาพ ผลของการทดสอบการบรรเทาการขาดเสถียรภาพ และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว สำหรับใช้ยืนยันผลที่ได้จากการวิเคราะห์ทางทฤษฎีทั้งหมด เพื่อให้ผลการศึกษาวิจัยของวิทยานิพนธ์มีความน่าเชื่อถือเพิ่มมากยิ่งขึ้น ได้นำเสนอไว้ในบทที่ 7

ดังนั้นจากการดำเนินการศึกษาวิจัยของวิทยานิพนธ์ทั้งหมดดังที่ได้นำเสนอและอธิบายรายละเอียดในข้างต้นจะพบว่า ผลการศึกษาวิจัยของวิทยานิพนธ์เป็นไปตามสมมติฐานการวิจัยที่ได้ตั้งและนำเสนอไว้ในบทที่ 1 ซึ่งเป็นบทนำของวิทยานิพนธ์ นั่นคือ

1. การบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา โดยใช้วิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นด้วยเทคนิคลูบยกเล็ก นอกจากจะสามารถทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อได้แล้ว ยังสามารถนำไปพัฒนาต่อยอดเพื่อสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวให้กับระบบได้อีกด้วย

2. การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา โดยใช้วิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นด้วยเทคนิคลูบยกเล็กร่วมกับการใช้สมการอย่างง่ายของอัตราขยายป้อนกลับที่แปรเปลี่ยนค่าได้ซึ่งพิสูจน์ได้จากการหาสมการโพลีโนเมียลที่อาศัยเส้นแนวโน้มการขาดเสถียรภาพ สามารถทำให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพตลอดย่านการทำงานภายใต้เงื่อนไขระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดได้ ซึ่งสามารถตรวจสอบและยืนยันผลได้ด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์และการสร้างชุดทดสอบจริง

และจากการดำเนินการศึกษาวิจัยของวิทยานิพนธ์ทั้งหมดดังที่ได้นำเสนอและอธิบายรายละเอียดในข้างต้น สามารถสรุปเป็นองค์ความรู้และแนวทางเพื่อใช้สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังที่จ่ายโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้ดังแสดงด้วยแผนภาพในรูปที่ 8.1 ซึ่งจากแผนภาพจะพบว่า การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังที่พิจารณาเริ่มต้นด้วยการพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบ ซึ่งอาจจะใช้วิธีดีคิว เช่นเดียวกับที่ได้ดำเนินการในงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ หรืออาจจะใช้วิธีการอื่น ๆ ที่เหมาะสมและสามารถพิสูจน์หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่ขึ้นอยู่กับเวลาของระบบไฟฟ้าที่พิจารณาได้ และนำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่พิสูจน์หาได้มาใช้ในการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจง เพื่อคาดเดาจุดเริ่มต้นการขาดเสถียรภาพของ



รูปที่ 8.1 แผนภาพการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลัง ด้วยองค์ความรู้และแนวทางที่สรุปได้จากงานวิจัยวิทยานิพนธ์

ระบบ จากนั้นจะบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบอันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) โดยการเพิ่มเทคนิคลูปยกเล็กเข้าไปในระบบควบคุมเดิมที่มีอยู่แล้ว ซึ่งตำแหน่งในการเพิ่มเทคนิคลูปยกเล็กเข้าไปในระบบควบคุมเดิมจะพิจารณาจากลูปการควบคุมที่มีความสัมพันธ์กับผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว เพื่อให้การสร้างสัญญาณชดเชยหรือสัญญาณสร้างเสถียรภาพจากเทคนิคลูปยกเล็กที่จะฉีดเข้าไปในระบบควบคุมเดิมสามารถชดเชยหรือกำจัดผลของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวได้ ลำดับถัดมาจะเป็นการหาค่า K_{FB} ที่น้อยและเพียงพอ (sufficiently small) สำหรับทุก ๆ ค่าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว จากจุดเริ่มต้นการขาดเสถียรภาพจนถึงค่ากำลังไฟฟ้าพิกัดของระบบโดยใช้การวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงที่อาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ เพื่อนำผลการวิเคราะห์ที่ได้ไปใช้สำหรับการสร้างเส้นแนวโน้มการขาดเสถียรภาพหรือเส้นอเสถียรภาพ จากนั้นนำเส้นแนวโน้มการขาดเสถียรภาพหรือเส้นอเสถียรภาพที่สร้างได้ไปใช้สำหรับการกำหนดสมการสร้างเสถียรภาพ

เชิงปรับตัวด้วยการหาสมการโพลีโนเมียลที่อาศัยการเลือกเส้นกราฟที่เหมาะสม และการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังที่พิจารณาที่จ่ายโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว สามารถทำได้โดยอาศัยเทคนิคลูปยกเล็กและสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่กำหนดได้ ซึ่งองค์ความรู้และแนวทางสำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่สรุปได้ตั้งแผนภาพในรูปที่ 8.1 อาจเป็นประโยชน์ต่อวิศวกรรมการบินและอวกาศยาน หรือวิศวกรรมในสาขาอื่น ๆ เช่น วิศวกรรมยานยนต์ วิศวกรรมระบบราง รวมถึงวิศวกรผู้ที่สนใจ เพื่อนำองค์ความรู้และแนวทางที่ได้จากงานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ไปต่อยอดและพัฒนาสำหรับสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวให้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนสถาปัตยกรรมของระบบที่สนใจและพิจารณาได้

8.2 สรุปจุดเด่นของงานวิจัยวิทยานิพนธ์

1. งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้นำเสนอการบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง โดยการประยุกต์ใช้วิธีการป้อนกลับแบบไม่เป็นเชิงเส้นด้วยเทคนิคลูปยกเล็ก ซึ่งตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันยังไม่มีงานวิจัยที่ตีพิมพ์เผยแพร่ใด ๆ ประยุกต์ใช้วิธีการในลักษณะนี้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

2. งานวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ได้ต่อยอดและพัฒนาให้การบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคลูปยกเล็กร่วมกับการใช้สมการอย่างง่ายของอัตราขยายป้อนกลับที่แปรเปลี่ยนค่าได้ สามารถสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวให้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงได้ โดยอาศัยการเพิ่มเพียงแค่อัตราแรงดันไฟฟ้าเข้าไปในระบบเท่านั้น ดังนั้นจึงไม่ส่งผลต่อกำลังงานสูญเสีย ขนาด น้ำหนัก และราคาของระบบโดยรวมบนเครื่องบินที่พิจารณา ซึ่งตั้งแต่ในอดีตจนถึงปัจจุบันยังไม่มีงานวิจัยที่ตีพิมพ์เผยแพร่ใด ๆ ดำเนินการในลักษณะนี้กับระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

8.3 ข้อเสนอแนะเพื่อการพัฒนาในงานวิจัยในอนาคต

1. การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่นำเสนอในงานวิจัยวิทยานิพนธ์อาศัยสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่กำหนดได้จากการหาสมการโพลีโนเมียลด้วยการเลือกเส้นกราฟที่เหมาะสมที่อาศัยเส้นแนวโน้มการขาดเสถียรภาพจากการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเส้นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ ซึ่งหากค่าพารามิเตอร์ของระบบมีการเปลี่ยนแปลง ทำให้มีความจำเป็นที่จะต้องดำเนินการกำหนดสมการดังกล่าวใหม่ตามขั้นตอนที่ได้นำเสนอไว้ ดังนั้นเพื่อทำให้การสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่นำเสนอเป็นวิธีการที่มีความยืดหยุ่นและสะดวกต่อการใช้งานในทางปฏิบัติมากยิ่งขึ้น

สมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อยู่ในรูปแบบของสมการทั่วไปและเป็นสมการอย่างง่าย (general and simple equation) ควรได้รับการพิสูจน์และพัฒนาขึ้นสำหรับงานวิจัยในอนาคต

2. งานวิจัยวิทยานิพนธ์นำเสนอการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว แต่สถาปัตยกรรมจริงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง ที่ซึ่งในอนาคตจะได้รับการพัฒนาและถูกนำมาใช้งาน จะเป็นแบบหลายเครื่องกำเนิดไฟฟ้าและบัสเดี่ยว (multi-generators-single-bus) ดังนั้นสำหรับงานวิจัยในอนาคต ควรพัฒนาและนำเสนอการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวให้กับระบบไฟฟ้ากำลังแบบดังกล่าว

3. การออกแบบและเลือกใช้อัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคคลุกเกลิก (K_{FB}) สำหรับบรรเทาการขาดเสถียรภาพและสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาอาศัยการวิเคราะห์เสถียรภาพด้วยวิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจง ซึ่งไม่สามารถพิจารณาว่าผลการตอบสนองของสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงจะเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้หรือไม่ ดังนั้นสำหรับงานวิจัยในอนาคตควรพัฒนาให้วิธีการออกแบบและเลือกใช้ค่า K_{FB} สามารถพิจารณาตามมาตรฐานดังกล่าวในขั้นตอนของการออกแบบได้

4. การวิเคราะห์ทางทฤษฎีเกี่ยวกับเสถียรภาพในงานวิจัยวิทยานิพนธ์ใช้วิธีการทำให้เป็นเชิงเส้นร่วมกับทฤษฎีบทค่าเจาะจงเท่านั้น ดังนั้นสำหรับงานวิจัยในอนาคตควรมีการวิเคราะห์เกี่ยวกับเสถียรภาพด้วยวิธีการแบบไม่เป็นเชิงเส้นหรือวิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดใหญ่ รวมถึงการวิเคราะห์ตัวประกอบมีส่วนร่วม (participation factor analysis) เพื่อให้ได้ผลของการวิเคราะห์ทางทฤษฎีเกี่ยวกับเสถียรภาพที่มีความหลากหลาย ซึ่งอาจจะทำให้ได้ข้อมูลเกี่ยวกับเสถียรภาพที่เป็นประโยชน์ต่อการพัฒนาการบรรเทาการขาดเสถียรภาพและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวได้ เช่น สามารถใช้สำหรับการออกแบบและเลือกใช้ค่า K_{FB} โดยมีการพิจารณาตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ในขั้นตอนของการออกแบบได้ หรืออาจเป็นข้อมูลที่สำคัญซึ่งสามารถใช้สำหรับการพิสูจน์หาสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวที่อยู่ในรูปแบบของสมการทั่วไปและเป็นสมการอย่างง่ายได้

5. ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณามีตัวควบคุมแบบดรู๊ปสำหรับทำหน้าที่ควบคุมการแบ่งกระแสไฟฟ้าหรือกำลังไฟฟ้าจากแต่ละเครื่องกำเนิดไฟฟ้าไปยังโหลดทั้งหมดของระบบ โดยอาศัยการกำหนดลักษณะเฉพาะของเอาต์พุตของแต่ละแหล่งจ่ายในรูปแบบของแรงดันตก ซึ่งส่งผลทำให้แรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงมีค่าไม่คงที่ โดยจะมีขนาดที่ลดลงเมื่อโหลดของระบบมีค่าเพิ่มมากขึ้น ดังนั้นสำหรับงานวิจัยในอนาคตควรมีการชดเชยแรงดันตกดังกล่าว (voltage compensation) ที่เกิดขึ้นจากตัวควบคุมแบบดรู๊ป เพื่อให้ทำให้แรงดันไฟฟ้าที่บัสไฟฟ้ากระแสตรงมีค่าคงที่ตลอดย่านการทำงานในช่วงของค่ากำลังไฟฟ้าที่พิกัดของระบบได้

รายการอ้างอิง

- กองพัน อารีรักษ์ (2560). *ระบบควบคุม (control systems)*. มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี.
- จักรกริช ภัคดีโต (2561). *การบรรเทาการขาดเสถียรภาพของระบบโครงข่ายกำลังไฟฟ้ากระแสตรงขนาดเล็กโดยใช้เทคนิคอุปยกเล็ก*. วิทยานิพนธ์ปริญญาวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี.
- ทศพร ณรงค์ฤทธิ์ (2557). *การออกแบบตัวควบคุมฟัซซีแบบปรับตัวสำหรับวงจรรองกำลังแอกทีฟแบบขนานในระบบสามเฟสสมดุล*. วิทยานิพนธ์ปริญญาวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี.
- เทพพนม โสกาเพิ่ม (2554). *การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลังเอซีเป็นดีซีที่มีโหลดอิเล็กทรอนิกส์กำลังขนานกัน*. วิทยานิพนธ์ปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี.
- พลสิทธิ์ คานติประพันธ์ (2559). *การควบคุมแบบสัดส่วนร่วมกับเรโซแนนท์เชิงปรับตัวสำหรับวงจรรองกำลังแอกทีฟในระบบสามเฟสสี่สาย*. วิทยานิพนธ์ปริญญาวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี.
- อภิชัย สุษะพันธ์ (2558). *การวิเคราะห์เสถียรภาพสัญญาณขนาดใหญ่ของระบบไฟฟ้ากำลังเอซีเป็นดีซีที่มีโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว*. วิทยานิพนธ์ปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี.
- Abu-Rub, H., Malinowski, M., and Al-Haddad, K. (2014), "Power electronics for renewable energy systems, transportation and industry applications," *IEEE Wiley*.
- Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., De Lillo, L., and Thomas, D.W.P. (2012), "Stability study of a hybrid AC-DC more-electric aircraft power system," *IEEE Trans. Aerosp. Elctron. Syst.*, vol. 48, no. 1, pp. 329-347.
- Areerak, K-N., Bozhko, S.V., Asher, G.M., and Thomas, D.W.P. (2008), "DQ-transformation approach for modelling and stability analysis of AC-DC power system with controlled PWM rectifier and constant power loads," *2008 13th International Power Electronics and Motion Control Conference (EPE-PEMC 2008)*.
- Areerak, K-N., Wu, T., Bozhko, S.V., Asher, G.M., and Thomas, D.W.P. (2011), "Aircraft power system stability study including effect of voltage control and actuators dynamics," *IEEE Trans. Aerosp. Elctron. Syst.*, vol. 47, no. 4, pp. 2574-2589.

- Bacha, S., Munteanu, I., and Bratcu, A.L. (2014), *Power Electronic Converters Modeling and Control with Case Studies*. New York, USA: Springer.
- Cespedes, M., and Sun, J. (2014), "Impedance modeling and analysis of grid-connected voltage-source converters," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 29, no. 3, pp. 1254-1261.
- Cespedes, M., Xing, L., and Sun, J. (2011), "Constant-power loads system stabilization by passive damping," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 26, no. 7, pp. 1832-1836.
- Chaijarunudomrung, K., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2010), "Modeling of three-phase controlled rectifier using a DQ method," *2010 International Conference on Advances in Energy Engineering (ICAEE 2010)*.
- Chen, J., Hou, S., and Wang, C. (2018), "Large-signal stability study of power system in More Electric Aircraft," *2018 IEEE International Power Electronics and Application Conference and Exposition (PEAC)*.
- Department of Defense Interface Standard, *Aircraft Electric Power Characteristic*, Standard MIL-STD-704F, 2004. [Online]. Available: <http://www.dodssp.daps.mil/>.
- Du, W., Zhang, J., Zhang, Y., and Qian, Z. (2013), "Stability criterion for cascaded system with constant power load," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 28, no. 4, pp. 1843-1851.
- Emadi, A., and Ehsani, M. (2000), "Aircraft power system: technology, state of the art, and future trends," *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag.*, vol. 15, no. 1, pp. 28-32.
- Emadi, A., Fahimi, B., and Ehsani, M. (1999), "On the concept of negative impedance instability in the more electric aircraft power systems with constant power loads," *Soc. Automotive Eng. J.*, pp. 689-699.
- Emadi, A., Khaligh, A., Rivetta, C., and Williamson, G. (2006), "Constant power loads and negative impedance instability in automotive system: Definition, modeling, stability, and control of power electronic converters and motor drives," *IEEE Trans. Veh. Technol.*, vol. 55, no. 4, pp. 1112-1125.
- Feng, X., Liu, J., and Lee, F.C. (2002), "Impedance specifications for stable DC distributed power systems," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 17, no. 2, pp. 157-162.
- Fulwani, D. K., and Singh, S. (2016), "Mitigation of negative impedance instabilities in dc distribution systems: A sliding mode control approach," in *Springer briefs in applied sciences and technology*, Springer Nature, pp. 12-28.

- Gao, F., and Bozhko, S. (2016), "Modeling and impedance analysis of a single DC bus based multiple-source multiple-load electrical power system," *IEEE Trans. Transp. Electrification*, vol. 2, no. 3, pp. 335-346.
- Gao, F., Bozhko, S.V., Asher, G., and Wheeler, P. (2015), "Comparative stability study of dc current control strategies for a droop-controlled PMSG system," in *Proc. IEEE Energy Conversion. Cong. Expos.*, pp. 6246-6253.
- Gao, F., Bozhko, S.V., Asher, G., Wheeler, P., and Patel, C. (2016), "An improved voltage compensation approach in a droop-controlled DC power system for the More Electric Aircraft," *IEEE Trans. on Power Electron.*, vol. 31, no. 10, pp. 7369-7383.
- Gao, F., Bozhko, S.V., Costabeber, A., Asher, G., and Wheeler, P. (2017), "Control design and voltage stability analysis of a droop-controlled electrical power system for more electric aircraft," *IEEE Trans. Indust. Electron.*, vol. 64, no. 12, pp. 9271-9281.
- Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S., Hill, C., and Asher, G. (2015), "Modal analysis of a PMSG-based dc electrical power system in the more electric aircraft using eigenvalues sensitivity," *IEEE Trans. Transp. Electrification*, vol. 1, no. 1, pp. 65-76.
- Griffo, A., and Wang, J. (2012), "Large signal stability analysis of 'more electric' aircraft power system with constant power loads," *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag.*, vol. 48, no. 1, pp. 477-489.
- Huangfu, Y., Pang, S., Nahid-Mobarakeh, B., Guo, L., Rathore, A. K., and Gao, F. (2018), "Stability analysis and active stabilization of on-board dc power converter system with input filter," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 65, no. 1, pp. 790-799.
- Izquierdo, D., Azcona, R., Cerro, F.J.L., Fernandez, C., and Delicado, B. (2010), "Electrical power distribution system (HV270DC), for application in more electric aircraft," in *Proc. IEEE Appl. Power Electron. Conf. Exhib.*, pp. 1300-1305.
- Jalla, M.M., Emadi, A., Williamson, G.A., and Fahimi, B. (2004). Modeling of multiconverter more electric ship power systems using the generalize state space averaging method. *30th Annual Conference of IEEE Industrial Electronics Society*. 1: 508-513.
- Kabalan, M., Singh, P., and Niebur, D. (2016), "Large signal Lyapunov-based stability studies in microgrids : A review," *IEEE Trans. Smart Grid*, vol. 99, no. 99, pp. 1-1.

- Kongpan Areerak (2009). *Modelling and Stability Analysis of Aircraft Power Systems*. Doctor of Philosophy Thesis. The University of Nottingham.: 198-203.
- Krause, P.C., Wasynczuk, O., and Sudhoff, S.D. (2002), *Analysis of Electric Machinery and Drive Systems*. New Jersey, USA: IEEE Press.
- Leonhard, W., *Introduction to Control Engineering and Linear Control Systems*. New Delhi.
- Liqiu, Han., Jiabin, Wang., and Howe, D. (2007). State-space average modeling of 6- and 12- pulse diode rectifier. *2007 European conference on Power Electronics and Application*. 1-10.
- Liu, F., Xu, L., Liu, R., and Li, Y. (2018), "Impedance and stability analysis of a permanent magnet synchronous generator system for more electric aircraft," *IEEE Int. Conf. on Electrical systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles & International transportation Electrification Conference (ESARS-ITEC)*, Nottingham, UK.
- Li, Y., Vannorsdel, L.R., Zirger, A.J., Norris, M., and Makismovic, D. (2012), "Current mode control for boost converters with constant power loads," *IEEE Trans. Circuit Syst.*, vol. 59, no. 1, pp. 198-206.
- Logue, D.L., and Krein, P.T. (2001), "Preventing instability in DC distribution systems by using power buffering," *2001 IEEE 32nd Annual Power Electronics Specialists Conference*.
- Lorzadeh, O., Lorzadeh, I., Soltani, M.N., and Hajizadeh, A. (2019), "A novel active stabilizer method for DC/DC power converter systems feeding constant power loads," *IEEE 28th International Symposium on Industrial Electronics (ISIE)*, Vancouver, BC, Canada.
- Lu, X., Guerrero, J.M., Sun, K., Vasquez, J.C., Teodorescu, R., and Huang, L. (2014), "Hierarchical control of parallel AC-Dc converter interfaces for hybrid microgrids," *IEEE Trans. on Smart Grid*, vol. 5, no. 2, pp. 683-692.
- Mahdavi, J., Emadi, A., Bellar, M.D., and Ehsani, M. (1997), "Analysis of power electronic converters using the generalized state-space averaging approach," *IEEE Trans. on Circuits and Systems I : Fundamental Theory and Applications.*, vol. 44, no. 8, pp. 767-770.

- Magne, P., Marx, D., Nahid-Mobarakeh, B., and Pierfederici, S. (2012), "Large-signal stabilization of a dc-link supplying a constant power load using a virtual capacitor: Impact on the domain of attraction," *IEEE Trans. Ind. Appl.*, vol. 48, no. 3, pp. 878-887.
- Magne, P., Nahid-Mobarakeh, B., and Pierfederici, S. (2013), "Active Stabilization of dc microgrids without remote sensors for more electric aircraft," *IEEE Trans. Ind. Appl.*, vol. 49, no. 5, pp. 2352-2360.
- Marx, D., Magne, P., Nahid-Mobarakeh, B., Pierfederici, S., and Davat, B. (2012), "Large signal stability analysis tools in dc power systems with constant power loads and variable power loads-A review," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 27, no. 4, pp. 1773-1787.
- Matousek, R., and Svarc, I. (2009), "Simple methods for stability analysis of nonlinear control systems," in *Proc. WSEAS Inter. Conf. on Syst.*, vol. 2, San Francisco, USA, pp. 336-382.
- Middlebrook, R. D. (1976), "Input filter consideration in design and application of switching regulators," in *Proc. IEEE IAS Annu. Meet.*, Chicago, USA, pp. 336-382.
- Mohamed, Y.R., Radwan, A.A.A., and Lee, T. (2012), "Decoupled reference voltage-based active dc-link stabilization for pmsm drives with tight-speed regulation," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 59, no. 12, pp. 4523-4536.
- Pakdeeto, J., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2017), "Large-signal model of DC micro-grid systems feeding a constant power loads," *The 2017 International Electrical Engineering Congress*, pp. 21-24.
- Pang, S., Nahid-Mobarakeh, B., Pierfederici, S., Huangfu, Y., Luo, G., and Gao, F. (2019), "Towards stabilization of constant power loads using IDA-PBC for cascaded LC filter DC/DC converters," *IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Power Electronics.*, vol. 1, no. 1, pp. 1-12.
- Pang, S., Nahid-Mobarakeh, B., Pierfederici, S., Phattanasak, M., Huangfu, Y., Luo, G., and Gao, F. (2019), "Interconnection and damping assignment passivity-based control applied to on-board DC-DC power converter system supplying constant power load," *IEEE Trans. Indust. Appl.*, vol. 55, no. 6, pp. 6476-6485.

- Pena, R., Clare, J.C., and Asher, G.M. (1996), "Doubly fed induction generator using back-to-back PWM converters and its application to variable speed wind energy generation," *IEE Proc. Electr. Power Appl.*, vol. 143, no. 3, pp. 231-241.
- Radwan, A., and Mohamed, Y. (2012), "Assessment and mitigation of interaction dynamics in hybrid AC/DC distribution generation systems," *IEEE Trans. Smart Grid*, vol. 3, no. 3, pp. 1382-1393.
- Radwan, A.A.A., and Mohamed, Y.R. (2012), "Linear active stabilization of converter-dominated dc microgrid," *IEEE Trans. Smart Grid*, vol. 3, no. 1, pp. 203-216.
- Rahimi, A., and Emadi, A. (2009), "Active damping in dc/dc power electronic converters: A novel method to overcome the problems of constant power loads," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 56, no. 5, pp. 1428-1439.
- Rahimi, A. M., Williamson, G.A., and Emadi, A. (2010), "Loop-cancellation technique: A novel nonlinear feedback to overcome the destabilizing effect of constant-power loads," *IEEE Trans. Veh. Technol.*, vol. 59, no. 2, pp. 650-661.
- Riccobono, A., and Santi, E. (2014), "Comprehensive review of stability criteria for DC power distribution systems," *IEEE Trans. Ind. Appl.*, vol. 50, no. 5, pp. 3525-3535.
- Rivetta, C., Williamson, G.A., and Emadi, A. (2005), "Constant power loads and negative impedance instability in sea and undersea vehicles: Statement of the problem and comprehensive large-signal solution," in *Proc. IEEE Electric Ship Tech. Symposium.*, Philadelphia, PA USA, pp. 313-320.
- Rosero, J.A., Ortiga, J.A., Aldabas, E., and Romeral, L. (2007), "Moving towards a more electric aircraft," *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag.*, vol. 22, no. 3, pp. 3-9.
- Seang Shen Yeoh (2016). *Control Strategies for the More Electric Aircraft Starter-Generator Electrical Power System*. Doctor of Philosophy Thesis. The University of Nottingham.
- Slotine, J.J.E., and Li, W. (1991), *Applied Nonlinear Control*. New Jersey, USA: Prentice-Hall, pp. 17-188.
- Sopapirm, T., Areerak, K-N., and Areerak, K-L. (2011), "Stability analysis of AC distribution system with six-pulse diode rectifier and multi-converter power electronic loads," *International Review of Electrical Engineering (I.R.E.E.)*, vol. 6, no. 7 (part A), pp. 2919-2928.

- Sopapirm, T., Areerak, K-N., Bozhko, S., Hill, C., Suyapan, A., and Areerak, K-L. (2018), "Adaptive stabilization of uncontrolled rectifier based ac-dc power systems feeding constant power loads," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 33, no. 10, pp. 8927-8935.
- Tsang, K.M., and Chan, W.L. (2005), "Cascade controller for DC/DC buck converter," *IEEE Electric Power Appl.*, vol. 152, no. 4, pp. 827-831.
- Weaver, W.W., and Krein, P.T. (2009), "Optimal geometric control of power buffers," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 24, no. 5, pp. 1248-1258.
- Wen, B., Boroyevich, D., Burgos, R., Mattavelli, P., and Shen, Z. (2015), "Small-signal stability analysis of three-phase ac systems in the presence of constant power loads based on measured d-q frame impedances," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 30, no. 10, pp. 5952-5963.
- Wheeler, P., and Bozhko, S.V. (2014), "The more electric aircraft: technology and challenge," *IEEE Electrif. Mag.*, vol. 2, no. 4, pp. 6-12.
- Wu, M., and Lu, D.D. (2015), "A novel stabilization method of LC input filter with constant power loads without load performance compromise in dc microgrid," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 62, no. 7, pp. 4552-4562.
- Yang, Z., Shang, F., Brown, I.P., and Krishnamurthy, M. (2015), "Comparative study of interior permanent magnet, induction, and switched reluctance motor drives for EV and HEV applications," *IEEE Trans. Transp. Electrif.*, vol. 1, no. 6, pp. 245-254.
- Yazdani, A., and Iravani, R. (2010), *Voltage-Sourced Converters in Power Systems : Modeling, Control, and Applications*. New Jersey, USA: IEEE Press.
- Yeoh, S.S., Rashed, M., Sanders, M., and Bozhko, S. (2019), "Variable-voltage bus concept for aircraft electrical power system," *IEEE Trans. on Ind. Electron.*, vol. 66, no. 7, pp. 5634-1393.
- Zhang, X., Vilathgamuwa, D.M., Tseng, K.J., Bhangu, B.S., and Gajanayake, C.J. (2013), "Power buffer with model predictive control for stability of vehicular power systems with constant power loads," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 28, no. 12, pp. 5804-5812.
- Zhang, X., Xu, L., Li, Y., Zheng, Z., and Wang, K. (2016), "Stabilization and assessment of interaction dynamics for more electric aircraft," in *Proc. IEEE Inter. Power Electron. And Motion Control Conf.*, Hefei, China, pp. 1-7.



ภาคผนวก ก.

บทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่
ในระหว่างการทำวิจัยวิทยานิพนธ์

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

รายชื่อบทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างการทำวิจัยวิทยานิพนธ์

- A. Suyapan, K-N. Areerak, S. Bozhko, S. S. Yeoh, and K-L. Areerak, "Adaptive Stabilization of a Permanent Magnet Synchronous Generator-Based DC Electrical Power System in More Electric Aircraft," in *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, vol. 7, no. 4, pp. 2965-2975, Dec. 2021, doi: 10.1109/TTE.2021.3081161. (Q1, IF = 5.444)
- อภิชัย สุขะพันธ์, กองพัน อารีรักษ์ และ กองพล อารีรักษ์, "การออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระแสตรงในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น (A controller design of DC electrical power systems in the more electric aircraft)," *วารสารวิชาการวิศวกรรมศาสตร์ ม.อบ. (UBU Engineering Journal)*, ฉบับที่ 2, ปีที่ 15 ประจำเดือน เมษายน-มิถุนายน 2565. (TCI 1)
- A. Suyapan, K-N. Areerak, and K-L. Areerak, "A Controller Design of More Electric Aircraft Power Systems Using an Adaptive Tabu Search Algorithm," *2017 International Electrical Engineering Congress (iEECON)*, 2017, pp. 1-4.

Adaptive Stabilization of a Permanent Magnet Synchronous Generator-Based DC Electrical Power System in More Electric Aircraft

Apichai Suyapan, Kongpan Areerak[✉], Member, IEEE, Serhiy Bozhko[✉], Senior Member, IEEE, Seang Shen Yeoh[✉], and Kongpol Areerak[✉]

Abstract—Most loads of electrical power systems on a more electric aircraft (MEA) are regulated power converters. These loads behave as constant power loads (CPLs) that can significantly affect system stability. The system will become unstable and will be unable to operate at the rated power. In this article, a novel adaptive stabilization of a permanent magnet synchronous generator-based dc electrical power system in MEA is presented using a nonlinear feedback approach via loop-cancellation technique with a simple equation of feedback gain, which can be calculated from the power level of the CPL. The equation can be derived from a polynomial curve fitting based on the proposed mathematical model derived using the *dq* method. The adaptive stabilization results are validated by a small-signal stability analysis using the linearization technique, a large-signal stability analysis using the phase plane analysis, an intensive time-domain simulation using MATLAB, and experimentation. The results indicate that the proposed adaptive stabilization technique can provide the considered aircraft power system always stable for all operating conditions within the rated power, and the dc bus voltage can adhere to the MIL-STD-704F standard.

Index Terms—Adaptive stabilization, constant power load (CPL), *dq* model, large-signal stability analysis, loop-cancellation technique, more electric aircraft (MEA), nonlinear feedback, small-signal stability analysis.

I. INTRODUCTION

THE more electric aircraft (MEA) is an essential concept and tendency in modern aerospace engineering that attempts to replace four subsystems, i.e., electrical, pneumatic, hydraulic, and mechanical systems with only an electrical

Manuscript received November 10, 2020; revised December 30, 2020, February 20, 2021, and April 11, 2021; accepted May 10, 2021. Date of publication May 17, 2021; date of current version October 1, 2021. This work was supported in part by the Thailand Research Fund (TRF), in part by the Royal Golden Jubilee Ph.D. Program (RGJ) under Grant PHD/0089/2560, in part by the Suranaree University of Technology (SUT), Thailand, and in part by the Institute for Aerospace Technology (IAT), University of Nottingham (UoN), U.K. (Corresponding author: Kongpan Areerak.)

Apichai Suyapan, Kongpan Areerak, and Kongpol Areerak are with the School of Electrical Engineering, Institute of Engineering, Suranaree University of Technology, Nakhon Ratchasima 30000, Thailand (e-mail: japichaisuyapan@gmail.com; kongpan@sut.ac.th; kongpol@sut.ac.th).

Serhiy Bozhko and Seang Shen Yeoh are with the Department of Electrical and Electronic Engineering, University of Nottingham, Nottingham NG7 2RD, U.K. (e-mail: serhiy.bozhko@nottingham.ac.uk; seang.yeoh@nottingham.ac.uk).

Digital Object Identifier 10.1109/TTE.2021.3081161

system. The aim of using MEA is to reduce operating costs, fuel consumption, environmental impact, and overall weight. Furthermore, improvement in the efficiency and reliability of overall aircraft systems has been concerned. The ac distribution system is the preferred system for use in MEA, whereas a hybrid distribution system serves as a second option. However, at present (and in the future), a dc distribution system represents a potential architecture for MEA because of the distribution advantages it presents. These include higher system efficiency and reliability, as well as lower overall weight and power losses, due to the absence of reactive power compensation equipment [1]–[6].

The concept and tendency of MEA have resulted in the wide use of power electronic technology because it is easy to control and has high efficiency and low maintenance costs. Hence, the electrical power system loads on MEA typically include regulated power converters, e.g., power converters that are connected to an electric motor to control the current and speed of the motor, as well as ac/dc or dc/dc converters with their output voltage controllers. However, regulated power converters behave as constant power loads (CPLs), which are characterized as having negative impedance to overall systems [6]–[8]. These CPLs can significantly affect system stability. Instability in this regard may affect controller performance or cause system damage [6], [8], [9]. Thus, the stability analysis for an electrical system with CPLs is important and necessary, particularly for the electrical power systems on MEA. System instability on MEA not only affects the controller performance but may also cause damage to the overall system, which, consequently, will impact passenger safety. These are all undesirable circumstances in the context of aviation. From past to present research, stability studies have been proposed to predict unstable points that can be used to avoid unstable operations. However, stability results alone cannot revert an unstable system to a stable system. Therefore, instability mitigation issues have been reviewed to extend system operation.

The basic concept of instability mitigation due to CPL involves the compensation or elimination of the CPL effect by increasing the system damping. These can be categorized into two methods, i.e., passive and active dampings. The passive

TABLE I
ADVANTAGES AND LIMITATIONS OF MITIGATION METHODS

| Method | Advantages | Limitations |
|---|--|---|
| Feeder Side Active Damping [10-17 and 22] | not affect to load performance | can only be applied for the switched converters |
| CPL Side Active Damping [11, 18-21, 23-25] | can compensate CPL effect directly | affect the load performance |
| Active Damping using Auxiliary Circuits [11 and 26] | can be applied for the non-switched converters without the load performance effect | increase cost, power loss, and complexity of the overall system |

approach [10], [11] involves hardware modification by increasing filter capacitance, decreasing filter inductance, or adding a passive component, e.g., a resistor, a resistor with a capacitor, or a resistor with an inductor to the system to increase system damping, resulting in increased system stability. Passive damping involves a simple method for design and practical implementations. However, the drawbacks of such damping are an increase in the overall system size, weight, and price and system power losses, which results in decreased system performance. Active damping [11]–[26] is an approach based on control structure modifications. A compensation signal, known as a stabilizing signal, is created and introduced to existing control structures. Virtual system damping can also be created to increase system stability in which the active damping approach is not a hardware modification. In this way, the system can achieve higher efficiency and reliability compared with using a passive damping technique. Most of the current research, thus, tends to use the active damping approach for instability mitigation. According to feedback characteristics, active damping can be divided into two methods. The first is the linear feedback method [11]–[12], [14]–[17], [19]–[23], in which the creation of the compensation signal is based on the virtual impedance principle. However, studies [11], [13], [26] reported that the linear feedback compensates only for a limited amount of CPL [11], [13], [18], [26]. The second approach, the nonlinear feedback method, can eliminate a wide range of CPLs. The compensation signal is designed using a nonlinear control technique, e.g., sliding mode control, state space poles placement, a loop-cancellation technique, and neural networks [11], [13], [18], [24]–[26].

The active damping approach can be implemented in three ways, as given in Table I. The first is by implementing modification at the feeder or source side [10]–[17], [22]. The advantage of this approach is that it does not affect the load performance. The main primary disadvantage, however, is a limitation in terms of a usable system. This method can only be used for a feeder system with switched converters. When the feeder system includes nonswitched converters, such as an uncontrolled rectifier, CPL compensation at the feeder side is not possible. In this case, the second approach, i.e., modification at the load or CPL side [11], [18]–[21], [23]–[25], can be used.

Modification at the CPL side is a method that can compensate for the CPL effect directly by introducing a compensation signal to the existing control loop. The drawback of this method is that the load performance will be reduced. If the load performance becomes more important than the losses, compensation using an additional auxiliary circuit is a suitable option [11], [26], in which an auxiliary circuit is installed between the feeder and load systems. This will, however, increase the cost and complexity of the overall system, as well as power loss.

On the basis of the advantage of the nonlinear feedback technique, this article presents adaptive stabilization using the loop-cancellation technique. The compensating signal is introduced into the existing control loop at the source side. In addition, the stabilization gain can be adopted based on the system's operating point to maintain system stability. The simple equation derived from a polynomial curve fitting, alongside the instability line provided by the proposed averaging model, is used to update the stabilization gain. After applying the proposed mitigation technique, the considered MEA system will always be stable within the rated operating point. Furthermore, when stabilization is achieved, the dc bus voltage can adhere to the MIL-STD-704F standard [27]. The intensive time-domain simulation using MATLAB and the experimental results were used to validate the theoretical results.

This article is structured as follows. In Section II, a single-generator-single-bus dc distribution MEA power system with the loop-cancellation technique is introduced. Applying the loop-cancellation technique to the considered MEA and deriving the mathematical model using the dq method are also explained. In Section III, a review of system stability is presented by a small-signal stability analysis using the eigenvalue theorem and large-signal stability analysis using the phase plane analysis. The details of the proposed adaptive stabilization are addressed in Section III. The validation of the theoretical analysis by simulation using MATLAB and the experiment using a test rig built in the laboratory are presented in Section IV. Finally, the advantages and benefits of the proposed adaptive stabilization approach, as well as future research, are concluded and discussed in Section V.

II. CONSIDERED MORE ELECTRIC AIRCRAFT POWER SYSTEM WITH THE LOOP-CANCELLATION TECHNIQUE

Fig. 1 shows the MEA power system considered in this article. It comprises a permanent magnet synchronous generator (PMSG), which is used to generate ac power by converting mechanical power from the aircraft's engine turbines to electrical power. An active front-end (AFE) rectifier is used to convert the ac power from the PMSG to dc power for all MEA loads, whereas a dc-link capacitor is used to reduce the ripple voltage of the dc bus to obtain a smoother and more constant voltage. Furthermore, the dc transmission line and all MEA loads include the CPL referred to the regulated power converters, resistive load represented to a wing deicing system,

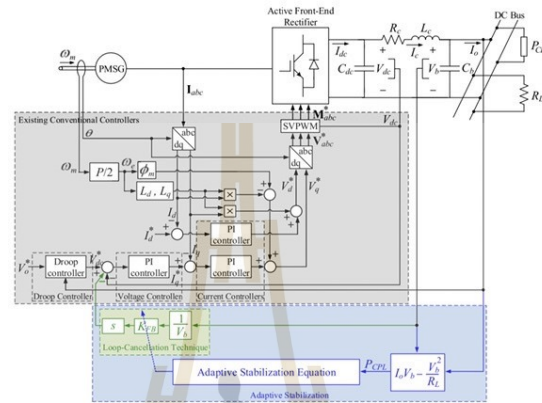


Fig. 1. Considered MEA power system.

and the capacitor bank. The controllers of the AFE rectifier, indicated by the gray area in Fig. 1, are the vector controllers on the dq -axis. The current controller on the d -axis is used to control the PMSG and enable it to function at full-flux operation by setting I_d^* to 0. The current controller on the q -axis and the voltage controller are used to regulate the voltage across the dc-link capacitor (V_{dc}), which, in this instance, equals 250–280 V; this is based on the MIL-STD-704F standard [27], in which the nominal voltage (V_o^*) is set to 270 V. The droop controller is used to control current or power-sharing from each PMSG for all MEA loads to obtain the desired $V-I$ droop characteristic. The output of the droop controller is the reference voltage for the V_{dc} controller (V_{dc}^*). Furthermore, Fig. 1 indicates nonlinear feedback via the loop-cancellation technique and the adaptive stabilization approach (the green and blue areas, respectively, in Fig. 1). In this section, only the considered MEA with the loop-cancellation technique is studied. The adaptive stabilization approach will be described in Section III.

As shown in Fig. 1, the instability mitigation technique is added to the existing conventional controllers. The application of the loop-cancellation technique for instability mitigation of the considered MEA is explained as follows:

The dq method is applied for deriving the mathematical model with which to obtain a time-invariant model suitable for a stability study. The assumptions for deriving the model are that the AFE rectifier is operated under the continuous conduction mode (CCM) and an overlap angle (μ) below 60° , and all harmonics in the system are ignored.

For model derivation, the considered MEA system can be divided into three parts.

A. Permanent Magnet Synchronous Generator Model

The dynamic equations of the PMSG on dq frame with a synchronously rotating reference frame [4], [5] are shown as

follows:

$$\begin{cases} \dot{I}_d = -\frac{R_s}{L_d} I_d + \frac{\omega_e L_q}{L_d} I_q - \frac{1}{L_d} V_d \\ \dot{I}_q = -\frac{\omega_e L_d}{L_q} I_d - \frac{R_s}{L_q} I_q - \frac{1}{L_q} V_q + \frac{\omega_e \phi_m}{L_q} \end{cases} \quad (1)$$

where R_s is the stator resistance, L_d and L_q are the inductances on the dq -axis, ϕ_m is the permanent magnet flux linkage, ω_e is the electrical rotor angular velocity, I_d and I_q are the stator currents on the dq -axis, and V_d and V_q are the stator voltages on the dq -axis.

B. AFE Rectifier Model

The inner structure of the AFE rectifier includes six switches, herein identified as insulated-gate bipolar transistors (IGBTs). After using the dq method to eliminate the IGBTs' switching behaviors, the AFE rectifier can be represented by a transformer on the dq -axis with the ratios $M_d:1$ and $M_q:1$ [4]–[6]. The time-invariant switching function of the AFE rectifier is shown as follows:

$$\begin{cases} M_d = \frac{m}{2} \cos(\phi - \phi_{con}) \\ M_q = -\frac{m}{2} \sin(\phi - \phi_{con}) \end{cases} \quad (2)$$

where m is the modulation index, ϕ is the phase angle of the dq -axis, and ϕ_{con} is the phase angle of the voltage vector at the converter bus.

First, the open-loop control of the AFE rectifier is considered. According to (1) and (2), as well as setting the dq -axis rotating at the PMSG rotor angle, the considered MEA without the closed-loop control can be represented by the equivalent circuit on the dq -axis, as shown in Fig. 2. After analyzing the equivalent circuit in Fig. 2 using Kirchhoff's voltage law and Kirchhoff's current law, a mathematical

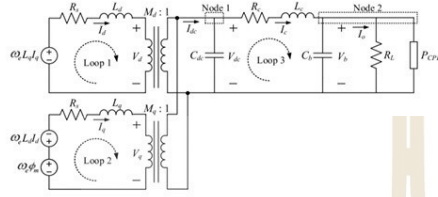


Fig. 2. Equivalent circuit on the dq -axis of the considered MEA power system without the controllers.

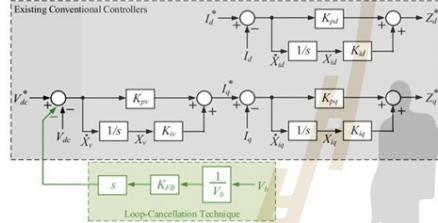


Fig. 3. Block diagram of the controllers without the adaptive stabilization.

model of the considered MEA without controllers is given as follows:

$$\begin{cases} \dot{I}_d = -\frac{R_s}{L_d} I_d + \omega_c I_q - \frac{M_d}{L_d} V_{dc} \\ \dot{I}_q = -\omega_c I_d - \frac{R_s}{L_q} I_q - \frac{M_q}{L_q} V_{dc} + \frac{\omega_c \phi_m}{L_q} \\ \dot{V}_{dc} = \frac{3M_d}{2C_{dc}} I_d + \frac{3M_q}{2C_{dc}} I_q - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\ \dot{I}_c = \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \\ \dot{V}_b = \frac{1}{C_b} I_c - \frac{1}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b V_b} \end{cases} \quad (3)$$

C. Controller Models

Fig. 3 shows a block diagram of the AFE rectifier controllers without adaptive stabilization. It includes the existing conventional controllers as shown in the gray area. The details for how to design the controllers can be found in [4] and [5]. The green area is the loop-cancellation for instability mitigation.

Referring to (3), the CPL effect is represented by the term (P_{CPL}/V_b) in the differential equation V_b . This effect can degrade the system stability. Hence, the instability mitigation via the loop-cancellation technique for the considered MEA is required to ensure that the MEA system can be operated within all ranges under the rated. The mitigation is started by detecting the voltage across the capacitor bank (V_b). Then, V_b is inverted and multiplied by feedback gain K_{FB} as shown by the green area in Fig. 3. The gain can be adjusted to

achieve a suitable value for eliminating the CPL effect. After considering (3) in the steady-state by setting all differential equations to 0 ($\dot{x}^* = 0$), the relationship between V_{dc} and V_b is given in (4), which indicates that the CPL effect has a plus sign. Consequently, the elimination of the CPL effect via the V_{dc} controller can be achieved by creating a stabilizing signal in the V_{dc} control loop with a minus sign. Thus, a voltage sensor is required only for v_b . Consequently, this does not impact power loss or the size, weight, and cost of the overall system

$$V_{dc} = \left(1 + \frac{R_c}{R_L}\right) V_b + \frac{R_c P_{CPL}}{V_b} \quad (4)$$

After analyzing the control structure in Fig. 3, equations for the controllers are given in (5), and the reference modulation index on the dq -axis (M_{dq}^*) can be calculated by (6). As shown by (5), the new state variables, i.e., X_v , X_{id} , and X_{iq} , are obtained when the controllers are considered. Here, X_v , X_{id} , and X_{iq} are from the V_{dc} , I_d , and I_q control loops, respectively

$$\begin{cases} Z_d^* = -K_{pd} I_d + K_{id} X_{id} + K_{pd} I_d^* \\ Z_q^* = -K_{pq} I_q - K_{pv} K_{pq} V_{dc} + K_{iv} K_{pq} X_v + K_{iq} X_{iq} \\ \quad + K_{pv} K_{pd} V_{dc}^* - K_{pv} K_{pq} K_{FB} \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{V_b}\right) \end{cases} \quad (5)$$

$$\text{with } V_{dc}^* = V_o^* - K_D((V_b/R_L) + (P_{CPL}/V_b))$$

$$\begin{cases} M_d^* = \left(\frac{1}{V_{dc}}\right) (Z_d^* + \omega_c L_q I_q) \\ M_q^* = \left(\frac{1}{V_{dc}}\right) (Z_q^* - \omega_c L_d I_d + \omega_c \phi_m) \end{cases} \quad (6)$$

$$\dot{I}_{q1} = \dot{I}_q - \frac{K_{pv} K_{pq} K_{FB}}{L_q} \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{V_b}\right) \quad (7)$$

Creating the new state variable \dot{I}_{q1} as defined by (7) can be applied to eliminate term $(d/dt)(1/V_b)$, which can simplify the model. Deriving the mathematical model for the considered MEA (see Fig. 1) can be performed by substituting M_d and M_q in (3) with M_d^* and M_q^* from (5) and (6) and by substituting I_q in (3) with I_{q1} in (7). The mathematical model of the considered MEA power system with the loop-cancellation technique in Fig. 1, derived using the dq method, is given in (8). The time-invariant system model in (8) is, thus, a suitable model for studying system stability.

III. STABILITY STUDIES AND ADAPTIVE STABILIZATION

In this section, the considered system stability is reviewed using the small-signal stability analysis via the linearization technique and the large-signal stability analysis via the phase

plane analysis for unstable point prediction

$$\begin{aligned}
 \dot{I}_d &= \left(\frac{K_{pd} - R_s}{L_d} \right) I_d - \frac{K_{id}}{L_d} X_{id} - \frac{K_{pd}}{L_d} I_d^* \\
 \dot{I}_{q1} &= \left(\frac{K_{pq} - R_s}{L_q} \right) I_{q1} + \frac{K_{pv} K_{pq}}{L_q} V_{dc} + \frac{K_{pv} K_{pq} K_D}{L_q R_L} V_b \\
 &\quad + \frac{K_{pv} K_{pq} K_D P_{CPL}}{L_q} \cdot \frac{1}{V_b} - \frac{K_{iv} K_{pq}}{L_q} X_v - \frac{K_{iq}}{L_q} X_{iq} \\
 &\quad - \frac{K_{pv} K_{pq} V_o}{L_q} + \frac{K_{pv} K_{pq} K_{FB} (K_{pq} - R_s)}{L_q^2} \cdot \frac{1}{V_b} \\
 \dot{V}_{dc} &= \frac{3}{2C_{dc}} \\
 &\quad \cdot \frac{1}{V_{dc}} \left[-K_{pd} I_d^2 + K_{id} I_d X_{id} + K_{pd} I_d I_d^* \right. \\
 &\quad \left. - K_{pq} I_{q1}^2 + \omega_c \phi_m I_{q1} - K_{pv} K_{pq} I_{q1} V_{dc} \right. \\
 &\quad \left. - \frac{K_{pv} K_{pq} K_D}{R_L} I_{q1} V_b + K_{iv} K_{pq} I_{q1} X_v + K_{iq} I_{q1} X_{iq} \right. \\
 &\quad \left. + K_{pv} K_{pq} I_{q1} V_o \right. \\
 &\quad \left. - \left(\frac{2K_{pv} K_{pq}^2 K_{FB}}{L_q} I_{q1} \right. \right. \\
 &\quad \left. \left. + \frac{K_{pv}^2 K_{pq}^3 K_{FB}^2}{L_q^2} \cdot \frac{1}{V_b} + K_{pv} K_{pq} K_D P_{CPL} I_{q1} \right. \right. \\
 &\quad \left. \left. + \frac{K_{pv}^2 K_{pq}^2 K_{FB}}{L_q} V_{dc} + \frac{K_{pv}^2 K_{pq}^2 K_D P_{CPL} K_{FB}}{L_q} \cdot \frac{1}{V_b} \right. \right. \\
 &\quad \left. \left. - \frac{K_{pv} K_{iv} K_{pq}^2 K_{FB}}{L_q} X_v - \frac{K_{pv} K_{pq} K_{iq} K_{FB}}{L_q} X_{iq} \right. \right. \\
 &\quad \left. \left. - \frac{K_{pv}^2 K_{pq}^2 K_{FB}}{L_q} V_o - \frac{\omega_c \phi_m K_{pv} K_{pq} K_{FB}}{L_q} \right) \cdot \frac{1}{V_b} \right. \\
 &\quad \left. - \frac{K_{pv}^2 K_{pq}^2 K_D K_{FB}}{L_q R_L} \right] - \frac{1}{C_{dc}} I_c \\
 \dot{I}_c &= \frac{1}{L_c} V_{dc} - \frac{R_c}{L_c} I_c - \frac{1}{L_c} V_b \\
 \dot{V}_b &= \frac{1}{C_b} I_c - \frac{1}{R_L C_b} V_b - \frac{P_{CPL}}{C_b V_b} \\
 \dot{X}_v &= -V_{dc} - \frac{K_D}{R_L} V_b - \frac{K_D P_{CPL}}{V_b} + V_o \\
 X_{id}^* &= -I_d + I_d^* \\
 X_{iq}^* &= -I_{q1} - K_{pv} V_{dc} - \frac{K_{pv} K_D}{R_L} V_b + K_{iv} X_v + K_{pv} V_o \\
 &\quad - \left(K_{pv} K_D P_{CPL} + \frac{K_{pv} K_{pq} K_{FB}}{L_q} \right) \cdot \frac{1}{V_b}
 \end{aligned} \tag{8}$$

In addition, instability mitigation is presented. The details for how to create adaptive stabilization based on the loop-cancellation technique for the considered MEA are also described.

The system model in (8) indicates that K_{FB} occurred in the equation. If K_{FB} is equal to 0, it infers that the system is operated without the proposed mitigation technique. After linearizing (8) by the first-order Taylor series, eigenvalues

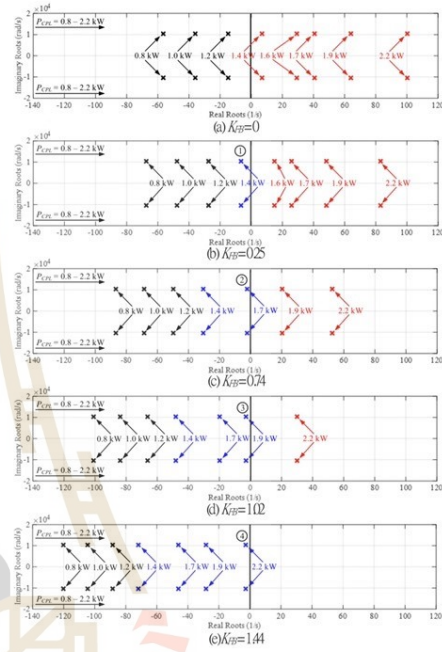


Fig. 4. Analytical results for the unstable point prediction and instability mitigation using the eigenvalue theorem.

from the linearization of (8) were calculated. The system parameters (as given in the Appendix) represent a scaled version due to laboratory limitations in the experimental setup. Using these parameters, Fig. 4(a) shows the dominant eigenvalue plot of the considered MEA system when P_{CPL} is varied from 0.8 to 2.2 kW without the mitigation technique ($K_{FB} = 0$). It is shown that the real roots of the dominant eigenvalues at $P_{CPL} = 1.4$ kW are higher than 0. Therefore, at this operating point, the system is unstable. The system instability occurs before the rated power in this instance reaches $P_{CPL(\text{rated})} = 2.2$ kW. To return the system to a stable state, instability mitigation via the loop-cancellation technique is applied.

Fig. 4(b)–(e) present the dominant eigenvalue plots of the considered MEA with the proposed mitigation technique when K_{FB} is equal to 0.25, 0.74, 1.02, and 1.44, respectively. Fig. 4(b) shows that the dominant eigenvalues at $P_{CPL} = 1.4$ kW (the unstable point) moved from the right-hand side to the left-hand side of the s plane. This means that the proposed mitigation technique can return the unstable system to a stable state by only increasing K_{FB} from 0 to 0.25. However, if P_{CPL} is increased beyond 1.4 kW (here, it is 1.7 kW), while K_{FB} remains fixed at 0.25, the gain will not be

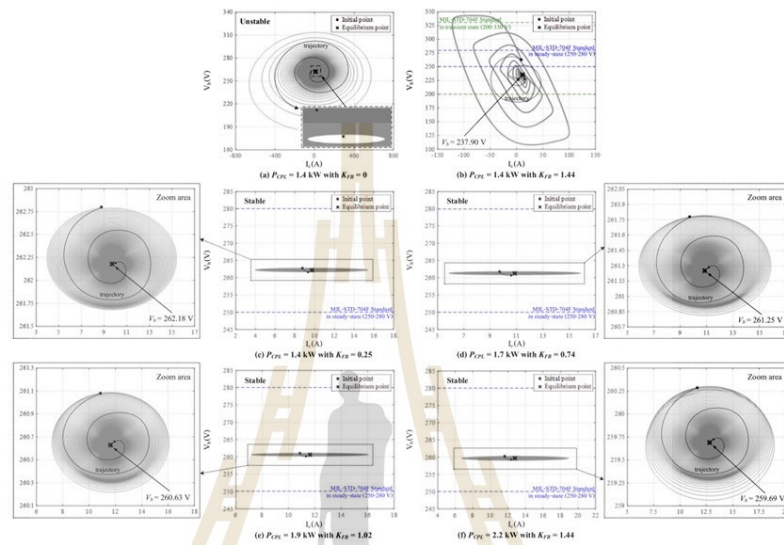


Fig. 5. Analytical results from the phase plane analysis.

sufficient for mitigation. Accordingly, the system will become unstable again. To make the system stable at $P_{CPL} = 1.7$ kW, K_{FB} should be increased to 0.74 [see Fig. 4(c)]. For P_{CPL} equal to 1.9 and 2.2 kW (rated power), K_{FB} should be increased to 1.02 and 1.44, respectively.

$K_{FB} = 1.44$ can be used to mitigate the system (see Fig. 4), which can make the system stable for all load powers within the rated range. The phase plane analysis is used to investigate the dc bus voltage response (V_b) adherence to the MIL-STD-704F standard when the proposed mitigation technique is applied. Using the system model in (8) with the system parameters given in the Appendix, the trajectory of the considered MEA on the I_c - V_b plane when $P_{CPL} = 1.4$ kW without the mitigation technique ($K_{FB} = 0$) is determined [see Fig. 5(a)]. The system trajectory motion starts from the initial point and then diverges from the equilibrium point, indicating that the system is unstable at $P_{CPL} = 1.4$ kW, corresponding to the eigenvalue theorem analysis in Fig. 4(a). Fig. 5(b) presents the system trajectory at $P_{CPL} = 1.4$ kW when using $K_{FB} = 1.44$ ($K_{FB} = 1.44$ can stabilize the system for all load powers within the rated range). The analytical result shows that the trajectory can converge to the equilibrium point, indicating that the system is stable at such conditions. However, the transient state V_b oscillates considerably exceeding the range of 200–330 V, as specified by the MIL-STD-704F standard. Moreover, the steady state V_b is also not in the range of 250–280 V, as specified by the denoted standard. Fig. 6(b) shows the simulation results when P_{CPL} is increased from 1.2 to 1.4 kW

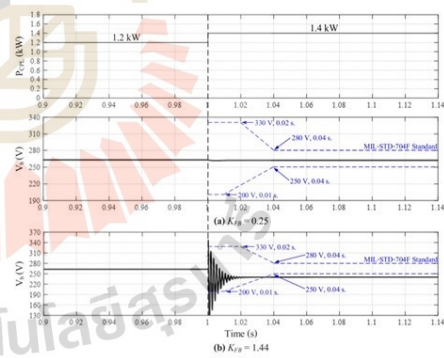


Fig. 6. Simulation results for instability mitigation at $P_{CPL} = 1.4$ kW.

with $K_{FB} = 1.44$. The results show that the steady-state response of V_b does not adhere to the MIL-STD-704F standard with $K_{FB} = 1.44$ for $P_{CPL} = 1.4$ kW, corresponding to the analysis in Fig. 5(b). Based on the analysis in Fig. 5(c), the system trajectory at $P_{CPL} = 1.4$ kW when $K_{FB} = 0.25$ can converge to the equilibrium point, and the V_b responses in both transient and steady states can adhere to the standard. Fig. 6(a) shows the simulation results, confirming the analytical results

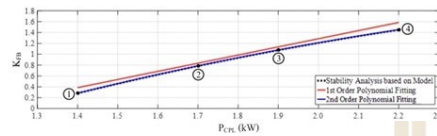


Fig. 7. Polynomial curve fitting.

of Fig. 5(c). Concordantly, $K_{FB} = 0.25$ stabilizes the system for $P_{CPL} = 1.4$ kW, and the V_b responses in both transient and steady states adhere to the MIL-STD-704F standard, while the undesirable V_b response is obtained for $K_{FB} = 1.44$. Hence, a high K_{FB} can cause the nonadherence of the V_b response to the standard. Therefore, the design of a suitable K_{FB} value is required. The phase plane analysis was also performed for other P_{CPL} s. Fig. 5 shows that $K_{FB} = 0.74$ is suitable for $P_{CPL} = 1.7$ kW [see Fig. 5(d)], while $K_{FB} = 1.02$ and 1.44 are also appropriate for $P_{CPL} = 1.9$ [see Fig. 5(e)] and 2.2 kW [see Fig. 5(f)], respectively. Thus, K_{FB} must be designed sufficiently small to avoid undesirable V_b response. K_{FB} should be adopted based on the P_{CPL} level to ensure that the system remains stable for all operating conditions within the rated power. Hence, adaptive stabilization is proposed to provide the appropriate K_{FB} .

The proposed adaptive stabilization is based on a simple equation obtained from polynomial curve fitting (see Fig. 7). The instability line, indicated by the black dashed line in Fig. 7, is first calculated from the stability analysis via the proposed averaging model using the eigenvalue theorem (see Fig. 4). Here, the phase plane analysis is not needed to verify the V_b responses again. The V_b responses adhere to the MIL-STD-704F standard because the sufficiently small K_{FB} was selected on the basis of the above-explained analysis in Fig. 5. The instability line is investigated from the unstable point ($P_{CPL} = 1.4$ kW) to the operating point at the rated power ($P_{CPL(rated)} = 2.2$ kW). Points ①–④ of Fig. 4 for a given K_{FB} are located on the black dashed line of Fig. 7. The red and blue lines are defined via the first- and second-order polynomial fitting functions using function “polyfit” in MATLAB, respectively. The second-order polynomial equation is more accurate than the first-order polynomial equation. The blue line is fitted using (9), where a suitable K_{FB} can be adopted based on the P_{CPL} level

$$K_{FB} = (-4.282 \times 10^{-7})P_{CPL}^2 + 0.003P_{CPL} - 3.079 \quad (9)$$

where $P_{CPL} = I_o V_b - (V_b^2/R_L)$.

The blue area in Fig. 1 indicates the proposed adaptive stabilization for the MEA power system using (9). The P_{CPL} value for adapting K_{FB} is calculated from I_o and V_b . Both values are measured from the existing current and voltage sensors. In addition, (9) is only added to the code and operated when including the loop-cancellation technique. Consequently, the system is always stable until the rated power can be achieved. K_{FB} varies when P_{CPL} changes.

Fig. 8 shows the analytical results of adaptive stabilization via the dominant eigenvalue plots. It demonstrates that the

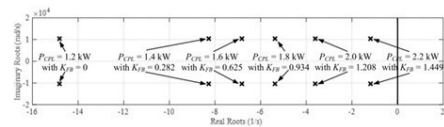


Fig. 8. Analytical results for the adaptive stabilization.

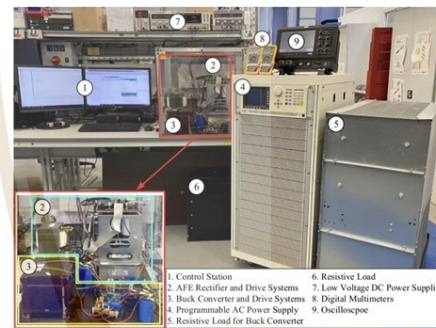


Fig. 9. Overview of the experimental setup.

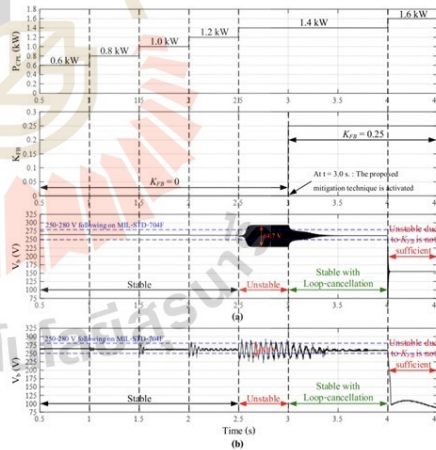


Fig. 10. Validation of the unstable point prediction and instability mitigation. (a) Simulation results. (b) Experimental results.

real roots of the dominant eigenvalues with the adaptable K_{FB} are always on the left-hand side of the s plane. K_{FB} is slightly increased following the proposed adaptive equation in (9) until K_{FB} is equal to 1.449 at the rated power of 2.2 kW.

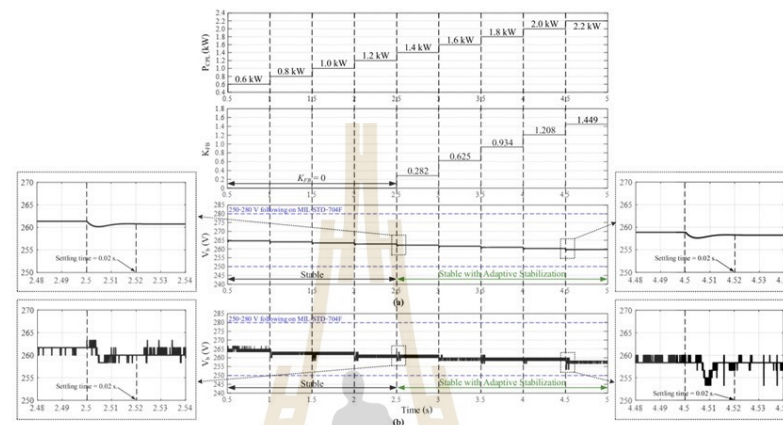


Fig. 11. Validation of the adaptive stabilization. (a) Simulation results. (b) Experimental results.

It can be concluded that, before applying the proposed adaptive stabilization, the system becomes unstable at $P_{CPL} = 1.4$ kW (< rated power). After applying the proposed loop-cancellation technique using a simple equation, the appropriate K_{FB} is introduced into the system, and consequently, the system can be operated at the rated power.

IV. SIMULATION AND EXPERIMENTAL VALIDATION

In this section, the validation of the theoretical analysis by MATLAB simulation is presented alongside the details of the experiment. A test rig of the considered MEA power system was designed and built in a laboratory (see Fig. 9). In this case, a programmable ac power supply was used rather than a PMSG, and the controlled buck converter was applied to represent the CPL.

Fig. 10 shows the simulation and experimental results for the unstable point prediction and instability mitigation. Both the simulation and experimental results were tested in the same conditions and are summarized as follows.

- 1) Initially, the system is operated without the proposed mitigation technique. K_{FB} is designated as 0, and P_{CPL} is increased by 200-W increments.
- 2) At $t = 2.5$ s, P_{CPL} is increased to 1.4 kW. As predicted by the analysis in Figs. 4(a) and 5(a), the system becomes unstable. Both the simulation results in Fig. 10(a) and the experimental results in Fig. 10(b) demonstrate the huge oscillation of V_b , which is no constant within the range of 250–280 V, as specified by the MIL-STD-704F standard. Furthermore, it has a ripple voltage equal to 67.4 V in the simulation and 45 V in the experiment, which does not follow the standard specifying the maximum ripple voltage in the steady state (not exceeding 6 V). This indicates that the analytical, simulation, and experimental results are

consistent in their indications that the system is unstable at this operating point.

- 3) At $t = 3.0$ s, the proposed mitigation technique is activated. K_{FB} is designated equal to 0.25. The unstable system at $P_{CPL} = 1.4$ kW returns to a stable state, denoted by the oscillation of V_b decreasing until it is constant within the range of 250–280 V in the steady state, thereby adhering to the standard. This confirms that the proposed mitigation technique can return the unstable system to a stable state.
- 4) Finally, at $t = 4.0$ s, P_{CPL} is again increased to 1.6 kW, while K_{FB} is fixed at 0.25. The analytical results in Fig. 4(b) show that the dominant eigenvalues at this operating point are on the right-hand side of the s plane. This indicates that the system is yet again unstable due to K_{FB} being insufficient for mitigation. Both the simulation results in Fig. 10(a) and the experimental results in Fig. 10(b) correspond to the analytical results in which the system is unstable. However, the system instability at this point V_b suddenly decreases without oscillation until the system fails. The system controllers will attempt to stabilize a system with insufficient K_{FB} , resulting in the modulation index reaching the limit specified for avoiding overmodulation. Consequently, the system will fail and will be unable to continue operating, which is an undesirable aviation situation. This confirms the conclusion that if P_{CPL} is increased, K_{FB} must be increased to be appropriate for mitigation and to maintain system stability. Therefore, adaptive stabilization based on the P_{CPL} level is required.

Fig. 11 shows the confirmation results for the adaptive stabilization as expected from the analysis in Fig. 8, and the system with an adaptable K_{FB} based on the P_{CPL} level [acquired using the proposed equation in (9)] is always stable

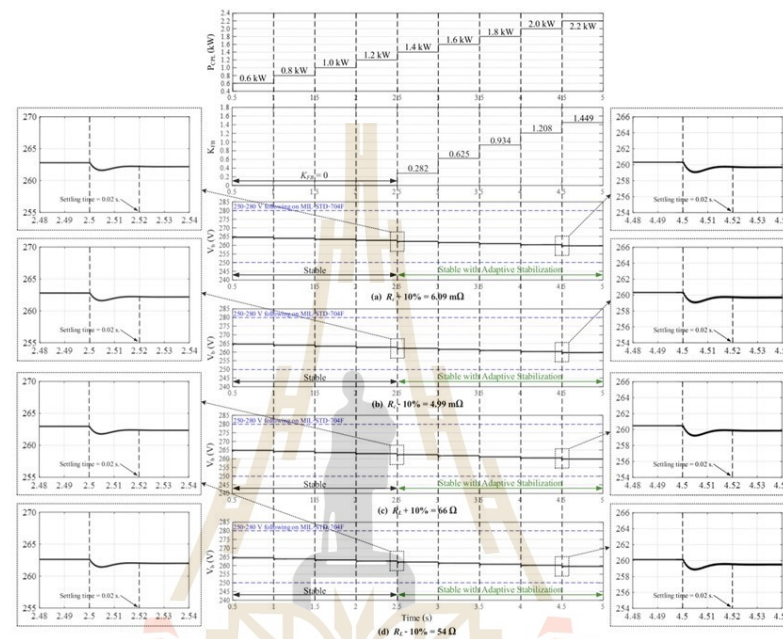


Fig. 12. Simulation results for the validation of the robustness of the proposed adaptive stabilization.

for all P_{CPL} levels within the rated power. Both the simulation results in Fig. 11(a) and the experimental results in Fig. 11(b) confirm that the system is always stable and can be operated at the rated power, which can be observed as a result of V_b in the steady state being constant within the range of 250–280 V as per the denoted standard. Although V_b in the experiment indicated a degree of ripple voltage, the maximum ripple voltage in the steady state was <6 V and, as such, adheres to the denoted standard. In addition, the transient responses V_b from the simulation and experiment are shown in the zoomed-in area of Fig. 11(a) and (b). The responses have settling time = 0.02 s (not exceeding 0.04 s) without the overvoltage and undervoltage more than 330 V and less than 200 V, respectively, of which the results can also follow the standard.

The simulation results using the proposed adaptive stabilization equation when R_c and R_L are changed to $R_c + 10\% = 6.09 \text{ m}\Omega$, $R_c - 10\% = 4.99 \text{ m}\Omega$, $R_L + 10\% = 66 \Omega$, and $R_L - 10\% = 54 \Omega$ are shown in Fig. 12(a)–(d), respectively. Although R_c and R_L change, the system remains stable for all operating conditions within the rated power. Moreover, the transient and steady-state responses V_b adhere to the MIL-STD-704F standard. This means that parameter robustness does not affect the adaptive stabilization results.

Overall, it can be concluded that there is very good agreement between the analytical, simulation, and experimental results. Typically, a system without proposed adaptive stabilization will become unstable at $P_{CPL} = 1.4 \text{ kW}$ (<rated power). After applying the proposed adaptive stabilization approach based on the loop-cancellation technique and including the simple K_{FB} equation, which is defined using the proposed mathematical model including the eigenvalue theorem, system instability due to the CPL effect can be fully eliminated. Accordingly, the system always remains stable for all operating conditions within the rated power, i.e., $P_{CPL(\text{rated})} = 2.2 \text{ kW}$. As such, it is confirmed that the proposed adaptive stabilization is an effective approach that can be used to guarantee the stable operation of a PMSG-based dc electrical power system in an MEA.

V. CONCLUSION

This study presented an adaptive stabilization of a PMSG-based dc electrical power system in an MEA. The proposed approach is based on the loop-cancellation technique with a simple equation that can calculate the adaptable gain based on the relevant power level. This simple equation was derived from the polynomial curve fitting based on the proposed mathematical model. The resulting adaptive

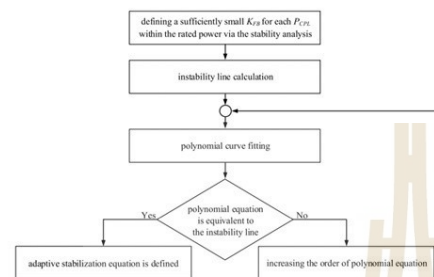


Fig. 13. Process flowchart for defining the adaptive stabilization equation.

stabilization can eliminate system instability due to the CPL effect. Consequently, the considered MEA power system is always stable and can be operated at the rated power. The theoretical analysis results (derived via the linearization technique with the eigenvalue theorem and the phase plane analysis), the simulation, and the experimental results used for results' validation were consistent. The results confirm that the system is stable for all operating conditions within the rated power using the proposed adaptive stabilization without adding any equipment into the system. Also, the V_b response adheres to the MIL-STD-704F standard, and the parameter robustness within $\pm 10\%$ does not affect the adaptive stabilization results. Consequently, the proposed approach's adaptive gain is defined from the polynomial curve fitting based on the eigenvalue plot using the proposed model. If the system parameters are changed, the process of defining the adaptive stabilization equation is repeated following the summarized procedure in Fig. 13. First, a sufficiently small K_{FB} is defined for each P_{CPL} within the rated power via the stability analysis. Then, the instability line is calculated from the stability analysis results and used for polynomial curve fitting. The polynomial curve fitting is performed until the polynomial equation is equivalent to the instability line. Consequently, the adaptive stabilization equation is defined. Thus, in this context, providing the proposed adaptive stabilization represents a convenient and flexible approach, whereas a general and simple equation of K_{FB} can be developed in future studies. Moreover, adaptive stabilization for a realistic potential architecture of MEA and multigenerator (PMSG) single-bus dc distribution MEA power systems can also be considered.

APPENDIX

The system parameters are given as follows: $V_S = 100$ V_{rms/phase}, $f_c = 400$ Hz, $R_{ac} = 0.7$ Ω , $L_{ac} = 2$ mH, $C_{dc} = 1.45$ mF, $R_c = 5.54$ m Ω , $L_c = 16.34$ μ H, $C_b = 0.99$ mF, $R_L = 60$ Ω , $V_{ds}^* = 0$ V, $V_o^* = 270$ V, $I_d^* = 0$ A, $K_D = 0.8$, $K_{pu} = 1.288$, $K_{iv} = 343.462$, $K_{pd} = K_{pq} = 17.069$, $K_{id} = K_{iq} = 78956.835$, $L_{Buck} = 5.094$ mH, $C_{Buck} = 474.1$ μ F, $R_{Buck} = 8.1$ Ω , and $P_{CPL(rated)} = 2.2$ kW.

REFERENCES

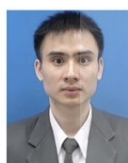
- [1] J. A. Rosero, J. A. Ortega, E. Aldabas, and L. Romeral, "Moving towards a more electric aircraft," *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag.*, vol. 22, no. 3, pp. 3–9, Mar. 2007.
- [2] P. Wheeler and S. Bozhko, "The more electric aircraft: Technology and challenge," *IEEE Electr. Mag.*, vol. 2, no. 4, pp. 6–12, Dec. 2014.
- [3] F. Gao, S. Bozhko, A. Costabeber, G. Asher, and P. Wheeler, "Control design and voltage stability analysis of a droop-controlled electrical power system for more electric aircraft," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 64, no. 12, pp. 9271–9281, Dec. 2017.
- [4] F. Gao, X. Zheng, S. Bozhko, C. I. Hill, and G. Asher, "Modal analysis of a PMSG-based DC electrical power system in the more electric aircraft using eigenvalues sensitivity," *IEEE Trans. Transport. Electric.*, vol. 1, no. 1, pp. 65–76, Jun. 2015.
- [5] F. Gao and S. Bozhko, "Modeling and impedance analysis of a single DC bus-based multiple-source multiple-load electrical power system," *IEEE Trans. Transport. Electric.*, vol. 2, no. 3, pp. 335–346, Sep. 2016.
- [6] K.-N. Arerak, T. Wu, S. V. Bozhko, G. M. Asher, and D. W. P. Thomas, "Aircraft power system stability study including effect of voltage control and actuators dynamic," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 47, no. 4, pp. 2574–2589, Oct. 2011.
- [7] A. Emadi, B. Fahimi, and M. Ehsani, "On the concept of negative impedance instability in the more electric aircraft power systems with constant power loads," *Soc. Automat. Eng. J.*, vol. 108, no. 1, pp. 689–699, 1999.
- [8] A. Emadi, A. Khaligh, C. H. Rivetta, and G. A. Williamson, "Constant power loads and negative impedance instability in automotive systems: Definition, modeling, stability, and control of power electronic converters and motor drives," *IEEE Trans. Veh. Technol.*, vol. 55, no. 4, pp. 1112–1125, Jul. 2006.
- [9] A. Griffo and J. Wang, "Large signal stability analysis of 'more electric' aircraft power systems with constant power loads," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 48, no. 1, pp. 477–489, Jan. 2012.
- [10] M. Cespedes, L. Xing, and J. Sun, "Constant-power load system stabilization by passive damping," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 26, no. 7, pp. 1832–1836, Jul. 2011.
- [11] D. K. Fulwani and S. Singh, *Mitigation of Negative Impedance Instabilities in DC Distribution Systems: A Sliding Mode Control Approach* (Springer Briefs in Applied Sciences and Technology). Singapore: Springer, 2016, pp. 12–28.
- [12] A. M. Rahimi and A. Emadi, "Active damping in DC/DC power electronic converters: A novel method to overcome the problems of constant power loads," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 56, no. 5, pp. 1428–1439, May 2009.
- [13] A. M. Rahimi, G. A. Williamson, and A. Emadi, "Loop-cancellation technique: A novel nonlinear feedback to overcome the destabilizing effect of constant-power loads," *IEEE Trans. Veh. Technol.*, vol. 59, no. 2, pp. 650–661, Feb. 2010.
- [14] M. Wu and D. C. Lu, "A novel stabilization method of LC input filter with constant power loads without load performance compromise in DC microgrids," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 62, no. 7, pp. 4552–4562, Jul. 2015.
- [15] A. A. Radwan and Y. A.-R.-I. Mohamed, "Linear active stabilization of converter-dominated DC microgrids," *IEEE Trans. Smart Grid*, vol. 3, no. 1, pp. 203–216, Mar. 2012.
- [16] Y. Li, L. R. Vannorsdel, A. J. Zinger, M. Norris, and D. Maksimovic, "Current mode control for boost converters with constant power loads," *IEEE Trans. Circuit Syst.*, vol. 59, no. 1, pp. 198–206, Jan. 2012.
- [17] X. Zhang, L. Xu, Y. Li, Z. Zheng, and K. Wang, "Stabilization and assessment of interaction dynamics for more electric aircraft," in *Proc. IEEE 8th Int. Power Electron. Motion Control Conf.*, Hefei, China, May 2016, pp. 1–7.
- [18] Y. A.-R.-I. Mohamed, A. A. Radwan, and T. K. Lee, "Decoupled reference-voltage-based active DC-link stabilization for PMSG drives with tight-speed regulation," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 59, no. 12, pp. 4523–4536, Dec. 2012.
- [19] P. Magne, D. Marx, B. Nahid-Mobarakeh, and S. Pierfederici, "Large-signal stabilization of a DC-link supplying a constant power load using a virtual capacitor: Impact on the domain of attraction," *IEEE Trans. Ind. Appl.*, vol. 48, no. 3, pp. 878–887, May 2012.
- [20] P. Magne, B. Nahid-Mobarakeh, and S. Pierfederici, "Active stabilization of DC microgrids without remote sensors for more electric aircraft," *IEEE Trans. Ind. Appl.*, vol. 49, no. 5, pp. 2352–2360, Sep. 2013.
- [21] Y. Huangfu, S. Pang, B. Nahid-Mobarakeh, L. Guo, A. K. Rathore, and F. Gao, "Stability analysis and active stabilization of on-board DC power converter system with input filter," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 65, no. 1, pp. 790–799, Jan. 2018.

- [22] F. Liu, L. Xu, R. Liu, and Y. Li, "Impedance and stability analysis of a permanent magnet synchronous generator system for more electric aircraft," in *Proc. IEEE Int. Conf. Electr. Syst. Aircr., Railway, Ship Propuls. Road Vehicles, Int. Transp. Electric. Conf. (ESARS-ITEC)*, Nottingham, U.K., Nov. 2018, pp. 1–6.
- [23] O. Lorzadeh, I. Lorzadeh, M. N. Soltani, and A. Hajizadeh, "A novel active stabilizer method for DC/DC power converter systems feeding constant power loads," in *Proc. IEEE 28th Int. Symp. Ind. Electron. (ISIE)*, Vancouver, BC, Canada, Jun. 2019, pp. 2497–2502.
- [24] S. Pang, B. Nahid-Mobarakeh, S. Pierfederici, Y. Huangfu, G. Luo, and F. Gao, "Towards stabilization of constant power loads using IDA-PBC for cascaded LC filter DC/DC converters," *IEEE J. Emerg. Sel. Topics Power Electron.*, vol. 9, no. 2, pp. 1302–1314, Apr. 2021.
- [25] S. Pang *et al.*, "Interconnection and damping assignment passivity-based control applied to on-board DC-DC power converter system supplying constant power load," *IEEE Trans. Ind. Appl.*, vol. 55, no. 6, pp. 6476–6485, Nov. 2019.
- [26] K.-N. Arerak, T. Sopapim, S. Bozhko, C. I. Hill, A. Suyapan, and K.-L. Arerak, "Adaptive stabilization of uncontrolled rectifier based AC-DC power systems feeding constant power loads," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 33, no. 10, pp. 8927–8935, Oct. 2018.
- [27] *Aircraft Electric Power Characteristic*, Standard MIL-STD-704F, Department of Defense Interface Standard, 2004. [Online]. Available: <http://www.dodssp.daps.mil/>



Serhiy Bozhko (Senior Member, IEEE) received the M.Sc. and Ph.D. degrees in electromechanical systems from the National Technical University of Ukraine, Kyiv, Ukraine, in 1987 and 1994, respectively.

Since 2000, he has been with the Power Electronics, Machines, and Controls Research Group, University of Nottingham, Nottingham, U.K., where he is currently a Professor of aircraft electric power systems and the Director of the Institute for Aerospace Technology. He is leading several EU- and industry-funded projects in the area of aircraft electric power systems, including power generation, distribution and conversion, power quality, control and stability issues, power management and optimization, and advanced modeling and simulation methods.



Apichai Suyapan was born in Chiang Mai, Thailand, in 1991. He received the B.Eng. (Hons.) and M.Eng. degrees in electrical engineering from the Suranaree University of Technology (SUT), Nakhon Ratchasima, Thailand, in 2013 and 2016, respectively, where he is currently pursuing the Ph.D. degree in electrical engineering.

From March 2019 to March 2020, he was a Visiting Student for conducting short-term research at the Institute for Aerospace Technology (IAT), University of Nottingham, Nottingham, U.K. His main research interests include stability analysis of power systems with constant power loads, modeling and control of power electronic-based systems, and control theory.



Seang Shen Yeoh received the M.Sc. degree (Hons.) in power electronics and the Ph.D. degree in electrical engineering from the University of Nottingham, Nottingham, U.K., in 2011 and 2016, respectively.

Since then, he has been a Research Fellow with the Power Electronics, Machines, and Controls Research Group, University of Nottingham. His current research interests include aircraft application, namely, modeling and stability studies of complex power systems, and new control strategies for high-speed drive systems.



Kongpan Arerak (Member, IEEE) received the B.Eng. and M.Eng. degrees from the Suranaree University of Technology (SUT), Nakhon Ratchasima, Thailand, in 2000 and 2001, respectively, and the Ph.D. degree from the University of Nottingham, Nottingham, U.K., in 2009, all in electrical engineering.

In 2002, he was a Lecturer with the Electrical and Electronic Department, Rangsit University, Lak Hok, Thailand. Since 2003, he has been a Lecturer with the School of Electrical Engineering, SUT, where he became an Associate Professor of electrical engineering in 2015. His main research interests include system identifications, artificial intelligence applications, stability analysis of power systems with constant power loads, modeling and control of power electronic-based systems, and control theory.



Kongpol Arerak received the B.Eng., M.Eng., and Ph.D. degrees in electrical engineering from the Suranaree University of Technology (SUT), Nakhon Ratchasima, Thailand, in 2000, 2003, and 2007, respectively.

Since 2007, he has been a Lecturer and the Head of the Power Quality Research Unit (PQRU), School of Electrical Engineering, SUT, where he became an Associate Professor of electrical engineering in 2015. His main research interests include active power filter, harmonic elimination, motor drives, AI applications, and intelligence control systems.



ที่ อว 0604.8.1.3/485

คณะวิศวกรรมศาสตร์
มหาวิทยาลัยอุบลราชธานี
เลขที่ 85 ถ.สถลมารค
ต.เมืองศรีโค อ.วารินชำราบ
จ.อุบลราชธานี 34190

27 เมษายน 2564

เรื่อง ตอบรับบทความเพื่อตีพิมพ์ในวารสารวิชาการ วิศวกรรมศาสตร์ ม.อบ.

เรียน คุณกองพัน อารีรักษ์

ตามที่ท่านได้ส่งบทความวิจัย เรื่อง “การออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระแสดตรงในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามามากขึ้น” โดยมีผู้เขียนร่วม คือ อภิชัย สุษะพันธ์, กองพล อารีรักษ์ เพื่อตีพิมพ์ในวารสารวิชาการ วิศวกรรมศาสตร์ ม.อบ. ตามความทราบแล้วนั้น

บัดนี้ บทความดังกล่าวของท่าน ได้ผ่านการประเมินจากผู้ทรงคุณวุฒิเสร็จสิ้นเรียบร้อยแล้ว และกองบรรณาธิการ วารสารวิชาการ วิศวกรรมศาสตร์ ม.อบ. ได้พิจารณาเห็นชอบในการนำบทความของท่าน เพื่อตีพิมพ์ในวารสารวิชาการ วิศวกรรมศาสตร์ ม.อบ. ฉบับที่ 2 ปีที่ 15 ประจำเดือนเมษายน - มิถุนายน 2565 ประเภท บทความวิจัย และหวังเป็นอย่างยิ่งว่า ท่านจะให้ความสนใจในการส่งบทความเพื่อตีพิมพ์ ในวารสารฯ ในโอกาสต่อไป

จึงเรียนมาเพื่อโปรดทราบ

ขอแสดงความนับถือ

(ศาสตราจารย์ ดร.กุลเชษฐ์ เพียรทอง)
บรรณาธิการวารสารวิชาการ วิศวกรรมศาสตร์ ม.อบ

สำนักงานกองบรรณาธิการวารสารวิชาการ วิศวกรรมศาสตร์ ม.อบ.
โทร. 045 -353319 โทรสาร 045-353333



บทความวิจัย

การออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระจายในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น A controller design of DC electrical power systems in the more electric aircraft

อภิชัย สุษะพันธ์ กองพัน อารีรักษ์* และกองพล อารีรักษ์

สาขาวิศวกรรมไฟฟ้า สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อำเภอเมือง จังหวัดนครราชสีมา 30000

Apichai Suyapan¹ Kongpan Areerak^{1*} and Kongpol Areerak¹

School of Electrical Engineering, Institute of Engineering, Suranaree University of Technology Nakhon Ratchasima 30000

* Corresponding author.

E-mail: kongpan@sut.ac.th; Telephone: 0 4422 4520

บทคัดย่อ

เครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นเป็นแนวคิดและแนวโน้มที่สำคัญของวิศวกรรมการบินสมัยใหม่ ซึ่งมีความเป็นไปได้ด้วยเทคโนโลยีอิเล็กทรอนิกส์กำลังในการแปลงและควบคุมพลังงานไฟฟ้า ดังนั้นการออกแบบตัวควบคุมของวงจรแปลงนั้นกำลังในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น เพื่อควบคุมให้ระบบสามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพและให้ผลการตอบสนองเป็นไปตามมาตรฐานที่ได้กำหนดไว้จึงเป็นสิ่งสำคัญและต้องคำนึงถึงเป็นอันดับต้น ๆ ในขั้นตอนการออกแบบระบบ เพราะสามารถเพิ่มความน่าเชื่อถือให้กับระบบโดยรวมได้ บทความนี้จึงนำเสนอการออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระจายที่ใช้เครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโรตอร์แม่เหล็กถาวรและวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแยกที่ในระบบไฟฟ้าบนเครื่องบิน โดยการออกแบบจะใช้วิธีการแบบดั้งเดิมผ่านการเทียบสัมประสิทธิ์ที่อาศัยฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของตัวควบคุม ซึ่งฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดดังกล่าวพิสูจน์ได้จากสมการพลวัตของระบบ การตรวจสอบสมรรถนะของตัวควบคุมด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์โดยใช้โปรแกรม MATLAB และผลจากชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการแสดงให้เห็นว่า ตัวควบคุมที่ได้รับการออกแบบสามารถควบคุมให้ผลการตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัวเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F

คำสำคัญ

เครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น การควบคุมแบบเวกเตอร์ การออกแบบตัวควบคุมด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม ตัวควบคุมแบบรูปเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโรตอร์แม่เหล็กถาวร วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแยกที่ โหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว

Abstract

More Electric Aircraft is an important concept and tendency of modern aerospace engineering which is possible through the use of power electronics to convert and control electrical energy. Therefore, a controller design of power converters in the More Electric Aircraft in order to control the system to improve the efficiency and to provide the system responses following on the standard is important and has to be considered as a top priority in the design process. The higher controller performance resulting in the increased overall aircraft systems reliability. For this reason, this paper presents the controller design of a permanent magnet synchronous generator-active front end rectifier-based DC electrical power system in the More Electric Aircraft using conventional approach. The closed-loop transfer function can be derived from the dynamic equations of the system. The controller performances are validated by the intensive time-domain simulation using MATLAB and the experiment through a test rig built in the laboratory. It shows that the resulting controllers can regulate

and provide the DC bus voltage response both in the transient and the steady-state following on the MIL-STD-704F standard.

Keywords

more electric aircraft; vector control; conventional method; droop controller; permanent magnet synchronous generator; active front end rectifier; constant power load

1. บทนำ

ในยุคปัจจุบันที่เทคโนโลยีมีความก้าวหน้าอย่างมาก รวมถึงเมื่อมีการคำนึงถึงผลกระทบต่อสิ่งแวดล้อม ประสิทธิภาพของการใช้เชื้อเพลิงและน้ำหนักโดยรวมของเครื่องบิน วิศวกรรมการบินและอวกาศสมัยใหม่จึงมีแนวคิดและแนวโน้มในการพัฒนา “เครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้น (More Electric Aircraft : MEA)” โดยพยายามจะแทนที่การใช้แหล่งพลังงานย่อยซึ่งเป็นแหล่งพลังงานสำหรับโหลดทั้งหมดบนเครื่องบินและเป็นแหล่งพลังงานที่ได้มาจากเครื่องยนต์ของเครื่องบินที่เป็นแหล่งพลังงานหลัก จากเดิม 4 ระบบ คือ ระบบไฟฟ้า (electrical system) ระบบนิวเมติก (pneumatic) ระบบไฮดรอลิก (hydraulic system) และระบบทางกล (mechanical system) ในสถาปัตยกรรมของเครื่องบินยุคแรกหรือรุ่นแรก (conventional aircraft) ด้วยการใช้แหล่งพลังงานย่อยจากระบบไฟฟ้าเพียงระบบเดียว ในสถาปัตยกรรมของเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้น ยกตัวอย่างเช่น ระบบควบคุมอากาศภายในห้องโดยสาร (Environmental Control System : ECS) ระบบป้องกันและละลายน้ำแข็งบนปีกของเครื่องบิน (Wings Ice Protection System : WIPS) จากเดิมที่ใช้ระบบนิวเมติกจะถูกแทนที่ด้วยการใช้ปั๊มลมไฟฟ้า (electrical air pumps) และอุปกรณ์ให้ความร้อนด้วยไฟฟ้า (electrical heaters) ตัวขับเคลื่อนแบบไฮดรอลิก (hydraulic actuators) จะถูกแทนที่ด้วยการใช้ตัวขับเคลื่อนแบบกลไฟฟ้า (electro-mechanical actuators) และการปั๊มน้ำมันเชื้อเพลิงของเครื่องยนต์ (fuel and oil pumping) ที่ใช้ระบบทางกลจะถูกแทนที่ด้วยการใช้ระบบไฟฟ้าที่อาศัยปั๊มเชื้อเพลิงไฟฟ้าและอุปกรณ์เสริม (electrical fuel-pumping ancillaries) เป็นต้น ซึ่งระบบไฟฟ้าเป็นระบบเดียวที่ถูกเลือกใช้งานเนื่องจากพลังงานไฟฟ้าเป็นพลังงานที่สะอาด มีความยืดหยุ่นและสามารถประยุกต์ใช้งานได้กว้างขวาง อีกทั้งระบบไฟฟ้ายังมีข้อได้เปรียบที่

สำคัญในแง่ของการวินิจฉัยขั้นสูง (advanced diagnostics) ที่สามารถคาดการณ์หรือทำนายความผิดปกติและความผิดปกติ ตลอดจนอายุการใช้งานของอุปกรณ์ในระบบ ซึ่งสามารถใช้สำหรับการบำรุงรักษาเชิงป้องกัน (preventative maintenance) ได้ ดังนั้นเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นจึงมีข้อดีเมื่อเปรียบเทียบกับเครื่องบินในยุคแรกคือ มีต้นทุนการทำงาน การใช้เชื้อเพลิง น้ำหนักโดยรวม ผลกระทบต่อสิ่งแวดล้อม และค่าบำรุงรักษาระบบที่ลดลง ในขณะที่ประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือของระบบเพิ่มขึ้น โดยระบบจำหน่ายกำลังไฟฟ้าที่ถูกนำมาใช้เป็นแหล่งพลังงานย่อยอันดับแรกในสถาปัตยกรรมของเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นคือ ระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสสลับ (AC distribution system) ดังเช่น โบอิง 767 (Boeing 767) และแอร์บัส เอ330 (Airbus A330) เป็นต้น จากนั้นพัฒนามาเป็นระบบจำหน่ายแบบผสม (hybrid distribution system) ที่ใช้ทั้งไฟฟ้ากระแสสลับร่วมกับไฟฟ้ากระแสตรง เช่น โบอิง 787 (Boeing 787) และแอร์บัส เอ380 (Airbus A380) เป็นต้น แต่ในปัจจุบันและในอนาคตมีแนวโน้มที่จะใช้ระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรง (DC distribution system) เนื่องจากมีข้อดีคือ มีประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือของระบบสูง ไม่จำเป็นต้องมีอุปกรณ์สำหรับชุดแยกกำลังไฟฟ้าวัดที่ ทำให้มีน้ำหนักเบาและสามารถลดกำลังงานสูญเสียที่เกิดขึ้นในระบบได้ [1-6]

การใช้ระบบไฟฟ้าเพียงระบบเดียวเป็นแหล่งพลังงานย่อยสำหรับโหลดทั้งหมดบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นส่งผลให้ปริมาณพลังงานไฟฟ้าที่ต้องใช้ภายในระบบเพิ่มขึ้นอย่างมาก ดังนั้นความท้าทายอย่างหนึ่งของวิศวกรรมไฟฟ้า ในอุตสาหกรรมวิศวกรรมการบินและอวกาศคือ การออกแบบระบบไฟฟ้ากำลัง (Electrical Power System : EPS) และการจัดการพลังงานไฟฟ้าให้มีคุณสมบัติและประสิทธิภาพเป็นไปตามข้อกำหนดและมาตรฐาน ซึ่งอิเล็กทรอนิกส์กำลัง

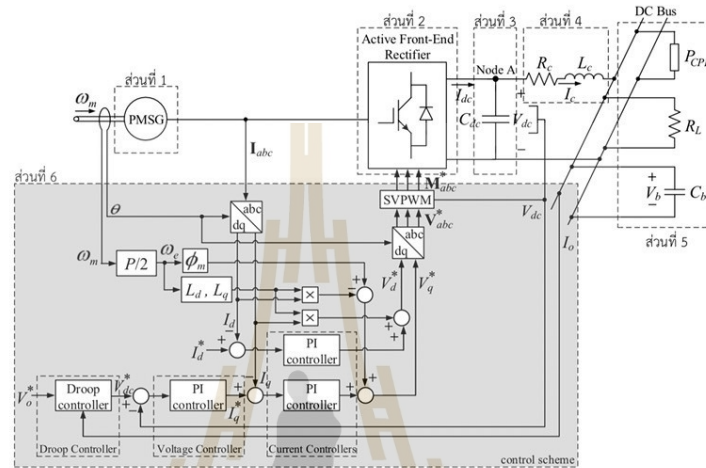
(power electronics) เป็นเทคโนโลยีที่สำคัญที่สุดสำหรับ เครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้น หากไม่มีความก้าวหน้าและ การประยุกต์ใช้งานเทคโนโลยีอิเล็กทรอนิกส์กำลังแนวใหม่ และการพัฒนาเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นแทบจะไม่มี ความเป็นไปได้ โดยเฉพาะอย่างยิ่งวงจรแปลงผันกำลัง (power converters) ที่ถูกนำมาใช้ในการแปลงและควบคุมพลังงาน ไฟฟ้าภายในระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินทั้งในส่วนของ บัสไฟฟ้าหลัก (main bus) และบัสไฟฟ้าย่อย ยกตัวอย่างเช่น วงจรเรียงกระแสที่ใช้แปลงไฟฟ้ากระแสสลับที่ได้จาก เครื่องยนต์และเครื่องกำเนิดไฟฟ้าให้เป็นไฟฟ้ากระแสตรง สำหรับบัสไฟฟ้าหลัก วงจรแปลงผันเอซีเป็นดีซี ดีซีเป็นดีซี ดีซี เป็นเอซี และเอซีเป็นเอซี สำหรับโหลดต่าง ๆ ในบัสไฟฟ้าย่อย เป็นต้น [2-4,7] ด้วยเหตุนี้การออกแบบตัวควบคุมของ วงจรแปลงผันกำลังในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นโดยเฉพาะ อย่างยิ่งจะแปลงผันกำลังของบัสไฟฟ้าหลัก ซึ่งทำหน้าที่ ในการแปลงและควบคุมพลังงานไฟฟ้าสำหรับโหลดทั้งหมดจึง เป็นสิ่งสำคัญและต้องคำนึงถึงเป็นอันดับต้น ๆ ในขั้นตอนการ ออกแบบระบบ เนื่องจากการควบคุมให้ระบบสามารถทำงาน ได้อย่างมีประสิทธิภาพและให้ผลการตอบสนองเป็นไปตาม มาตรฐานที่กำหนดสามารถเพิ่มความน่าเชื่อถือให้กับระบบ โดยรวมได้ ดังนั้นบทความนี้จะนำเสนอการออกแบบตัวควบคุม ของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระแสตรงที่ใช้เครื่องกำเนิดไฟฟ้า ซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรและวงจรเรียงกระแสภาคหน้า แบบแอคทีฟในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นโดยใช้วิธีการแบบ ดั้งเดิมผ่านการเทียบสัมประสิทธิ์ที่อาศัยฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิด ของตัวควบคุม โดยฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดดังกล่าวพิสูจน์ได้จาก สมการพลวัตของระบบ การตรวจสอบสมรรถนะของ ตัวควบคุมที่ได้รับการออกแบบด้วยวิธีการที่นำเสนอ ในบทความนี้จะอาศัยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ ด้วยโปรแกรม MATLAB และผลจากชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้น ในห้องปฏิบัติการ ซึ่งผลการตรวจสอบแสดงให้เห็นว่า ตัวควบคุมที่ได้สามารถควบคุมให้ผลการตอบสนองของแรงดัน บัสไฟฟ้ากระแสตรงทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัว เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้

บทความนี้ประกอบด้วยห้าส่วน คือ ส่วนที่หนึ่งเป็นบทนำ ส่วนที่สองกล่าวถึงระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา ส่วนที่สามเป็นการอธิบายการออกแบบตัวควบคุมของระบบ

ไฟฟ้าที่พิจารณา ส่วนที่สี่นำเสนอผลการตรวจสอบสมรรถนะ ของตัวควบคุมด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์และ ผลจากชุดทดสอบที่ได้สร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการ และส่วนที่ห้า เป็นสรุปและแนวทางสำหรับงานวิจัยในอนาคต

2. ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

ระบบไฟฟ้าที่พิจารณาในบทความนี้คือ ระบบไฟฟ้ากำลัง บนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นที่มีระบบจำหน่ายแบบ ไฟฟ้ากระแสตรง แบบเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเดี่ยวและบัสเดี่ยว (single-generator-single-bus) แสดงได้ ดังรูปที่ 1 ซึ่ง ประกอบด้วย 6 ส่วนคือ ส่วนที่ 1 เครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัส ชนิดแม่เหล็กถาวร (Permanent Magnet Synchronous Generator : PMSG) ทำหน้าที่ผลิตไฟฟ้ากระแสสลับด้วยการ เปลี่ยนพลังงานกลจากกังหัน (turbine) ของเครื่องยนต์ให้เป็น พลังงานไฟฟ้า ส่วนที่ 2 วงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ (Active Front-End rectifier : AFE) ทำหน้าที่ในการแปลง ไฟฟ้ากระแสสลับที่ได้จากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าให้เป็น ไฟฟ้ากระแสตรงเพื่อใช้เป็นแหล่งพลังงานสำหรับโหลด ทั้งหมดบนเครื่องบิน ส่วนที่ 3 ตัวเก็บประจุทางด้าน ไฟฟ้ากระแสตรง (DC-link capacitor) ทำหน้าที่ลด แรงดันปลิว (ripple voltage) ของแรงดันไฟฟ้ากระแสตรง ที่ได้จากวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟให้มีลักษณะ สัญญาณที่เรียบและคงที่มากขึ้น ส่วนที่ 4 สายส่งกำลังไฟฟ้า ทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (DC transmission line) ส่วนที่ 5 โหลดทั้งหมดของระบบ ไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ประกอบด้วย โหลดความต้านทานซึ่งใช้แทนโหลดที่เกิดจาก ระบบป้องกันและละลายน้ำแข็งบนปีกของเครื่องบิน โหลดตัวเก็บประจุไฟฟ้า (capacitor bank) และโหลด กำลังไฟฟ้าคงตัว (Constant Power Loads : CPLs) ซึ่งเป็น พฤติกรรมของวงจรแปลงผันกำลังที่มีการควบคุม เช่น วงจร แปลงผันกำลังที่เชื่อมต่อกับมอเตอร์ไฟฟ้าเพื่อควบคุม กระแสไฟฟ้าและความเร็วรอบของมอเตอร์ วงจรแปลงผันเอซี เป็นดีซีหรือดีซีเป็นดีซีที่มีการควบคุมสัญญาณขาออก เป็นต้น ซึ่งโหลดโดยส่วนใหญ่ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ ไฟฟ้ามกขึ้นเป็นโหลดประเภทนี้ [3,5,6] และส่วนที่ 6 ระบบ ควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังที่พิจารณาดังแสดงด้วยพื้นที่สีเทา ในรูปที่ 1 ซึ่งเป็นตัวควบคุมแบบเวกเตอร์ (vector controller)



รูปที่ 1 ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องปั่นที่พิจารณา

บนแกนหมุนดีคิว (dq -axis) ประกอบด้วย ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้า (current controllers) เป็นลูปควบคุมภายใน ตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า (voltage controller) และตัวควบคุมแบบดรู๊ป (Droop Controller) เป็นลูปควบคุมภายนอก โดยตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีคิวจะทำหน้าที่ในการควบคุมให้เครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรมีการทำงานแบบฟลักซ์เต็ม (full flux operation) และควบคุมให้ตัวประกอบกำลัง (power factor : pf) ของระบบมีค่าเท่ากับหนึ่ง (unity power factor) ด้วยการกำหนดให้กระแสไฟฟ้าอ้างอิงบนแกนหมุนดีคิวเท่ากับศูนย์ ($I_d^* = 0$) ในขณะที่ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีคิวและตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าจะทำหน้าที่ในการควบคุมแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (V_{dc}) ให้มีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V ตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ซึ่งแรงดันไฟฟ้าอ้างอิง (nominal voltage : V_o^*) จะถูกกำหนดให้เท่ากับ 270 V [8] และตัวควบคุมแบบดรู๊ปจะทำหน้าที่ในการควบคุมการแบ่งกระแสไฟฟ้า (current sharing) หรือการแบ่งกำลังไฟฟ้า (power sharing) จากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแต่ละเครื่องไปยังโหลดทั้งหมดบนเครื่องปั่นเพื่อให้เป็นไปตามลักษณะเฉพาะของ

แรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้า (V-I droop characteristic) ที่ได้กำหนดและออกแบบไว้ ซึ่งสัญญาณควบคุมขาออกของตัวควบคุมแบบดรู๊ปคือ แรงดันไฟฟ้ากระแสตรงอ้างอิงของลูปการควบคุมแรงดันไฟฟ้า (V_{dc}^*)

จากแผนผังของระบบควบคุมดังกล่าวด้วยพื้นที่สี่เหลี่ยมในรูปที่ 1 จะสังเกตเห็นได้ว่า ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าและตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าของระบบที่พิจารณาเป็นตัวควบคุมพีไอ (PI controller) ซึ่งในบทความนี้จะนำเสนอการออกแบบตัวควบคุมดังกล่าวด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม (conventional method) พร้อมทั้งนำเสนอการออกแบบตัวควบคุมแบบดรู๊ปที่อาศัยลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้า ซึ่งกำหนดได้จากมาตรฐาน MIL-STD-704F โดยรายละเอียดการออกแบบตัวควบคุมทั้งหมดแสดงได้ดังหัวข้อที่ 3

3. การออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังที่พิจารณา

การออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องปั่นที่พิจารณาสามารถแบ่งออกได้เป็น 3 ส่วน ดังต่อไปนี้

3.1 การออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้า

ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าทำหน้าที่ในการควบคุมกระแสสเตเตอร์ (stator current) ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า

ซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร ซึ่งสมการพลวัต (dynamic equation) ของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซิงโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวรบนแกนหมุนดีควิในกรอบอ้างอิงซิงโครนัส (synchronously rotating reference frame) [5,6,9] แสดงได้ดังสมการที่ (1) โดยสมการที่ (1) นี้จะถูกใช้เพื่อหาฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิด (closed-loop transfer function) สำหรับการออกแบบตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าของระบบที่พิจารณา

$$\begin{cases} \dot{I}_d = -\frac{R_s}{L_d} I_d + \frac{\omega_e L_q}{L_d} I_q - \frac{1}{L_d} V_d \\ \dot{I}_q = -\frac{\omega_e L_d}{L_q} I_d - \frac{R_s}{L_q} I_q - \frac{1}{L_q} V_q + \frac{\omega_e \phi_m}{L_q} \end{cases} \quad (1)$$

โดยที่ R_s คือความต้านทานของขดลวดสเตเตอร์ (stator resistance) L_d, L_q คือความเหนี่ยวนำบนแกนหมุนดีควิ (inductance on dq-axis) ϕ_m คือฟลักซ์เชื่อมโยงของแม่เหล็กถาวร (permanent magnet flux linkage) ω_e คือความเร็วเชิงมุมทางไฟฟ้าของโรเตอร์ (electrical rotor angular velocity) I_d, I_q คือกระแสสเตเตอร์บนแกนหมุนดีควิ และ V_d, V_q คือแรงดันสเตเตอร์บนแกนหมุนดีควิ (stator voltage on dq-axis)

3.1.1 ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี

จากสมการที่ (1) พิจารณาเฉพาะสมการอนุพันธ์ของกระแสสเตเตอร์บนแกนหมุนดีนั่นคือ

$$\frac{d}{dt} I_d = -\frac{R_s}{L_d} I_d + \frac{\omega_e L_q}{L_d} I_q - \frac{1}{L_d} V_d \quad (2)$$

กำหนดให้พจน์ชดเชย (compensation term) สามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (3)

$$V_d' = V_d - \omega_e L_q I_q \quad (3)$$

ดังนั้นจากสมการที่ (2) และสมการที่ (3) จะสามารถจัดรูปสมการอนุพันธ์ของกระแสสเตเตอร์บนแกนหมุนดีได้ใหม่ดังสมการที่ (4)

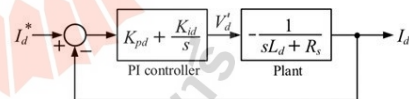
$$L_d \frac{d}{dt} I_d = -R_s I_d - V_d' \quad (4)$$

สมการที่ (4) เป็นสมการที่อยู่ในโดเมนเวลา (time domain : t domain) เมื่อแปลงสมการดังกล่าวด้วยการแปลงลาปลาซ (laplace transform) และกำหนดให้เงื่อนไขเริ่มต้นของตัวแปรทุกตัวเป็นศูนย์ จะได้สมการพีชคณิตที่อยู่ในโดเมนความถี่ (frequency domain : s domain) ดังแสดงในสมการที่ (5) และเมื่อจัดรูปสมการที่ (5) ใหม่ ดังนั้นจะได้ฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบ (plant) แสดงดังสมการที่ (6)

$$sL_d I_d(s) = -R_s I_d(s) - V_d'(s) \quad (5)$$

$$\frac{I_d(s)}{V_d'(s)} = -\frac{1}{sL_d + R_s} \quad (6)$$

กำหนดให้ K_{pd} และ K_{id} คือพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอของลูการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี ดังนั้นแผนภาพบล็อก (block diagram) ของลูการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีแสดงได้ดังรูปที่ 2 และเมื่อวิเคราะห์แผนภาพบล็อกดังกล่าว ฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของลูการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีสามารถคำนวณได้จากสมการที่ (7)



รูปที่ 2 แผนภาพบล็อกของลูการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี

$$\frac{I_d}{I_d^*} = \frac{(-sK_{pd} - K_{id}) \left(\frac{1}{L_d} \right)}{s^2 + s \left(\frac{R_s - K_{pd}}{L_d} \right) - \frac{K_{id}}{L_d}} \quad (7)$$

เมื่อฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของระบบอันดับสองมาตรฐาน (standard second-order system) แสดงได้ดังสมการที่ (8)

$$\frac{C(s)}{R(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (8)$$

ตัวควบคุมพีไอของลูปรการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีสามารถออกแบบได้ด้วยการเทียบสัมประสิทธิ์ระหว่างพหุนามตัวหารของฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของตัวควบคุมในสมการที่ (7) กับพหุนามตัวหารของฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของระบบอันดับสองมาตรฐานในสมการที่ (8) ดังนั้นค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอดังกล่าวสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (9)

$$\begin{cases} K_{pi} = R_i - 2\zeta_i \omega_{ni} L_d \\ K_{id} = -L_d \omega_{ni}^2 \end{cases} \quad (9)$$

โดยที่ ω_{ni} คือความถี่ธรรมชาติ (natural frequency) ของลูปรการกระแสไฟฟ้า และ ζ_i คืออัตราส่วนการหน่วง (damping ratio) ของลูปรการกระแสไฟฟ้า

3.1.2 ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี

พิจารณาเฉพาะสมการอนุพันธ์ของกระแสสเตเตอร์บนแกนหมุนดีในสมการที่ (1) นั่นคือ

$$\frac{d}{dt} I_q = -\frac{\omega L_d}{L_q} I_d - \frac{R_s}{L_q} I_q - \frac{1}{L_q} V_q + \frac{\omega \phi_m}{L_q} \quad (10)$$

กำหนดให้พจน์ชดเชยสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (11)

$$V'_q = V_q + \omega L_d I_d - \omega \phi_m \quad (11)$$

ดังนั้นจากสมการที่ (10) และสมการที่ (11) จะสามารถจัดรูปสมการอนุพันธ์ของกระแสสเตเตอร์บนแกนหมุนดีได้ใหม่ดังสมการที่ (12)

$$L_q \frac{d}{dt} I_q = -R_s I_q - V'_q \quad (12)$$

จากสมการที่ (12) จะสังเกตได้ว่า มีพจน์ของสมการที่คล้ายกับสมการที่ (4) ดังนั้นการออกแบบตัวควบคุมพีไอของ

ลูปรการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีสามารถดำเนินการได้เช่นเดียวกับการออกแบบตัวควบคุมของลูปรการกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี แต่จะมีความแตกต่างกันที่พจน์ชดเชยดังสมการที่ (3) และสมการที่ (11) เท่านั้น เมื่อกำหนดให้ K_{pi} และ K_{id} คือพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอของลูปรการควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี ค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอดังกล่าวจะสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (13)

$$\begin{cases} K_{pi} = R_i - 2\zeta_i \omega_{ni} L_q \\ K_{id} = -L_q \omega_{ni}^2 \end{cases} \quad (13)$$

3.2 การออกแบบตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้า

พิจารณาระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินในรูปแบบที่ 1 ทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงโดยประยุกต์ใช้กฎกระแสไฟฟ้าของเคอร์ชอฟฟ์ (Kirchhoff's current law : KCL) วิเคราะห์ที่โหนด A (Node A) จะได้สมการอนุพันธ์ของแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงแสดงดังสมการที่ (14) ซึ่งสมการที่ (14) นี้จะถูกนำไปใช้เพื่อหาฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดสำหรับการออกแบบตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าของระบบที่พิจารณา

$$C_{dc} \frac{d}{dt} V_{dc} = I_{dc} - I_c \quad (14)$$

เมื่อความสัมพันธ์ระหว่างกระแสไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับที่ถูกแปลงให้อยู่บนแกนหมุนดีแล้วกับกระแสไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงของวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแยกที่เป็นดังสมการที่ (15) [3,6,10] นั่นคือ

$$I_{dc} = \frac{3}{4} (m I_d + m I_q) \quad (15)$$

กำหนดให้ I_c ซึ่งก็คือกระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านสายส่งกำลังไฟฟ้าทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงหรือกระแสไฟฟ้าที่ไหลไปยังโหลดทั้งหมดของเครื่องบินเป็นสัญญาณรบกวน (disturbance) ซึ่งสามารถละทิ้งในขั้นตอนการออกแบบตัวควบคุมได้ [10] และเมื่อกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดี

ถูกควบคุมให้มีค่าเท่ากับศูนย์ ($I_d = I_d^* = 0$) ดังนั้นจากสมการที่ (14) สมการที่ (15) และข้อกำหนดดังกล่าว สมการอนุพันธ์ของแรงดันไฟฟ้าที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรงในสมการที่ (14) สามารถจัดรูปใหม่ได้ดังสมการที่ (16)

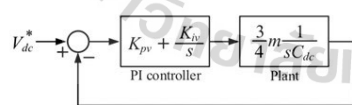
$$C_{dc} \frac{d}{dt} V_{dc} = \frac{3}{4} m I_q \quad (16)$$

ดำเนินการแปลงลาปลาซสมการที่ (16) และกำหนดให้เงื่อนไขเริ่มต้นของตัวแปรทุกตัวเป็นศูนย์ จะได้สมการพีชคณิตที่อยู่บนโดเมนความถี่ดังแสดงในสมการที่ (17) และเมื่อจัดรูปสมการที่ (17) ใหม่ ดังนั้นจะได้ฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบแสดงดังสมการที่ (18)

$$s C_{dc} V_{dc}(s) = \frac{3}{4} m I_q(s) \quad (17)$$

$$\frac{V_{dc}(s)}{I_q(s)} = \frac{3}{4} m \cdot \frac{1}{s C_{dc}} \quad (18)$$

กำหนดให้ K_{pv} และ K_{nv} คือพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอของลูปรการควบคุมแรงดันไฟฟ้า ดังนั้นแผนภาพบล็อกของลูปรการควบคุมแรงดันไฟฟ้าสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 3 และเมื่อวิเคราะห์แผนภาพบล็อกดังกล่าว ฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของลูปรการควบคุมแรงดันไฟฟ้าสามารถคำนวณได้จากสมการที่ (19)



รูปที่ 3 แผนภาพบล็อกของลูปรการควบคุมแรงดันไฟฟ้า

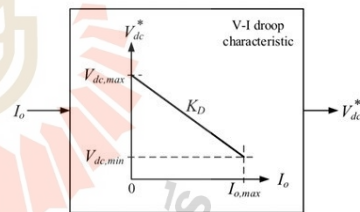
$$\frac{V_{dc}^*}{V_{dc}} = \frac{(sK_{pv} + K_{nv})(3m) \left(\frac{1}{4C_{dc}} \right)}{s^2 + s \left(\frac{3mK_{pv}}{4C_{dc}} \right) + \frac{3mK_{nv}}{4C_{dc}}} \quad (19)$$

ตัวควบคุมพีไอของลูปรการควบคุมแรงดันไฟฟ้าสามารถออกแบบได้ด้วยการเทียบสัมประสิทธิ์ระหว่างพหุนามตัวหารของฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของตัวควบคุมในสมการที่ (19) กับพหุนามตัวหารของฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของระบบอันดับสองมาตรฐานในสมการที่ (8) ดังนั้นค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอดังกล่าวสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ (20)

$$\begin{cases} K_{pv} = \frac{8\zeta_v \omega_{nv} C_{dc}}{3m} \\ K_{nv} = \frac{4C_{dc} \omega_{nv}^2}{3m} \end{cases} \quad (20)$$

โดยที่ ω_{nv} คือความถี่ธรรมชาติของลูปรแรงดันไฟฟ้า ζ_v คืออัตราส่วนการหน่วงของลูปรแรงดันไฟฟ้า และ m คือค่าดัชนีการมอดูเลต (modulation index) ของวงจรรีเลย์กระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟ

3.3 การออกแบบตัวควบคุมแบบดรูป



รูปที่ 4 ลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าสำหรับลูปรการควบคุมแบบดรูป

การออกแบบตัวควบคุมแบบดรูปของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิที่พิจารณาในรูปที่ 1 จะอาศัยลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าดังแสดงในรูปที่ 4 ซึ่งจากรูปจะสังเกตได้ว่า อัตราการขยายดรูป (droop gain : K_D) ซึ่งเป็นพารามิเตอร์ของตัวควบคุมแบบดรูปคือความชันของกราฟลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าเมื่อหาค่าความชันของกราฟดังกล่าวโดยอ้างอิงมาตรฐาน MIL-STD-704F ที่กำหนดให้ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิที่มี

ระบบจำหน่ายแบบไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 270 V แรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่บัสหลัก (main bus หรือ DC bus) ในสภาวะอยู่ตัวจะต้องมีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V [8] ดังนั้นค่าอัตราขยายตรงรูปสำหรับระบบไฟฟ้าที่พิจารณาสามารถคำนวณได้จากสมการที่ (21) ซึ่งค่าอัตราขยายตรงรูปที่คำนวณได้นี้จะถูกนำไปใช้สำหรับการกำหนดค่าแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงอ้างอิงของอุปกรณ์ควบคุมแรงดันไฟฟ้า (V_{dc}^*) ด้วยสมการของการควบคุมแบบครูปโหมดแรงดัน (voltage mode droop control) ดังสมการที่ (22) [4,5] เพื่อควบคุมการแบ่งกระแสไฟฟ้าหรือควบคุมการแบ่งกำลังไฟฟ้าจากเครื่องกำเนิดไฟฟ้าแต่ละเครื่องไปยังโหลดทั้งหมดบนเครื่องบิน

$$K_D = \frac{V_{dc,max} - V_{dc,min}}{I_{o,max}} = \frac{280 - 250}{I_{o,max}} = \frac{30}{I_{o,max}} \quad (21)$$

$$V_{dc}^* = V_o^* - K_D I_o \quad (22)$$

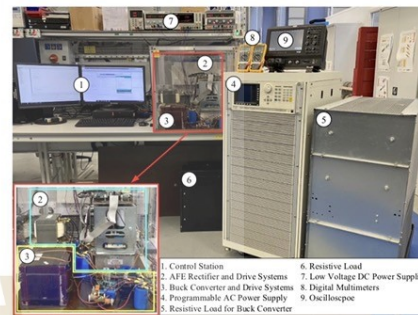
โดยที่ V_o^* คือ ระดับแรงดันไฟฟ้าอ้างอิงของระบบ

I_o คือ กระแสไฟฟ้าของโหลด

4. การตรวจสอบสมรรถนะของตัวควบคุม

ในหัวข้อที่ 4 นี้จะเป็นการนำเสนอการตรวจสอบสมรรถนะของตัวควบคุมที่ออกแบบได้จากวิธีการที่นำเสนอในบทความนี้ด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์โดยใช้โปรแกรม MATLAB และผลที่ได้จากชุดทดสอบโดยชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในรูปที่ 1 ที่ได้สร้างขึ้น ณ ห้องปฏิบัติการของสถาบันเทคโนโลยีการบินและอวกาศ (Institute for Aerospace Technology) มหาวิทยาลัยนอตติงแฮม (University of Nottingham) สหราชอาณาจักร (United Kingdom) แสดงได้ดังรูปที่ 5 ซึ่งในกรณีนี้ชุดทดสอบจะถูกปรับลดขนาดของพิกัดกำลังลงเนื่องจากข้อจำกัดของอุปกรณ์ในห้องปฏิบัติการ และนอกจากนี้แล้วได้ใช้แหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับแบบโปรแกรมได้ (programmable AC power supply) แทนเครื่องกำเนิดไฟฟ้าซึ่งโครนัสชนิดแม่เหล็กถาวร และใช้

วงจรแปลงผันแบบบัคค์ (buck converter) ที่มีการควบคุมแรงดันที่ตกคร่อมตัวต้านทานเป็นโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว

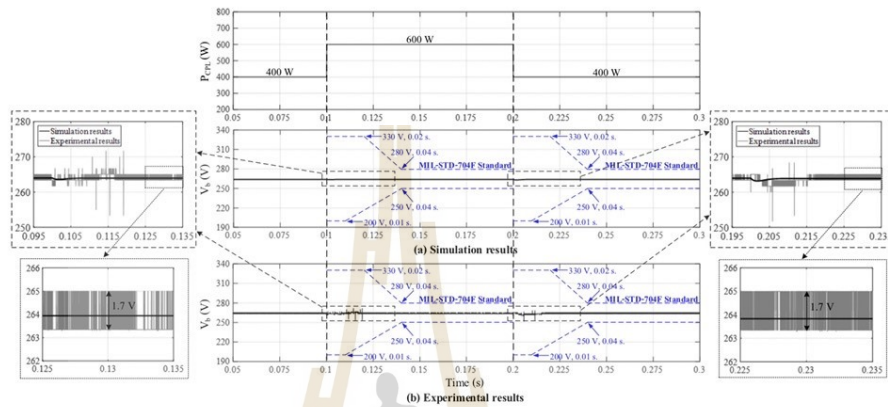


รูปที่ 5 ชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณา

จากรายละเอียดการออกแบบตัวควบคุมที่ได้นำเสนอไว้ในหัวข้อที่ 3 ตัวควบคุมกระแสไฟฟ้าบนแกนหมุนดีคิวตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าและตัวควบคุมแบบครูป สามารถออกแบบได้ด้วยสมการที่ (9) สมการที่ (13) สมการที่ (20) และสมการที่ (21) ตามลำดับ กำหนดให้ $\zeta_v = \zeta_i = 0.707$, $\omega_{mv} = 2\pi \times 100 \text{ rad/s}$, $\omega_{mi} = 10\omega_{mv} = 10(2\pi \times 100) \text{ rad/s}$ ซึ่งคำนวณจากเปอร์เซ็นต์การพุ่งเกิน (percent overshoot : P.O.) เท่ากับ 5% และเวลาเข้าที่ (settling time : T_s) เท่ากับหรือน้อยกว่า 0.04 วินาที โดยอ้างอิงตามมาตรฐาน MIL-STD-704F [8] และเมื่อพารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณามีค่าตามที่แสดงไว้ในภาคผนวก ดังนั้นจะได้ค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่พิจารณาในรูปที่ 1 แสดงดังตารางที่ 1 ดังนี้

ตารางที่ 1 ค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา

| พารามิเตอร์ | ค่า |
|------------------|------------|
| K_{pd}, K_{pq} | -0.8785 |
| K_{id}, K_{iq} | -3908.3633 |
| K_{pv} | 1.3162 |
| K_{iv} | 584.8654 |
| K_D | 0.8 |



รูปที่ 6 ผลการตรวจสอบสมรรถนะของตัวควบคุม

ผลการตรวจสอบสมรรถนะของตัวควบคุมด้วยสถานการณ์จำลองการเปลี่ยนแปลงโหลดของระบบแสดงได้ดังรูปที่ 6 โดยรูปที่ 6(a) เป็นผลที่ได้จากการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์ และรูปที่ 6(b) เป็นผลที่ได้จากชุดทดสอบซึ่งทั้งผลจากการจำลองสถานการณ์และจากชุดทดสอบได้ถูกทดสอบภายใต้สถานการณ์และเงื่อนไขเดียวกันคือ

- ในตอนเริ่มต้นของระบบ ค่าโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัว (P_{CPL}) จะถูกกำหนดให้มีค่าเท่ากับ 400 W
- ที่เวลา 0.1 วินาที P_{CPL} จะถูกเพิ่มค่าขึ้นให้เท่ากับ 600 W
- ที่เวลา 0.2 วินาที P_{CPL} จะถูกลดค่าลงให้เท่ากับ 400 W อีกครั้ง

โดยจากทั้งรูปที่ 6(a), รูปที่ 6(b) และรูปที่ได้ขยายจะสังเกตได้ว่า ไม่ว่าจะเป็กรณีที่โหลดของระบบมีค่าเพิ่มมากขึ้นหรือเป็นกรณีที่โหลดของระบบมีค่าลดลง ผลการตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรง (V_b) เมื่อตัวควบคุมของระบบมีค่าพารามิเตอร์เป็นดังตารางที่ 1 เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัว นั่นคือขนาดของแรงดันไฟฟ้าในสภาวะชั่วคราวมีค่าไม่น้อยกว่า 200 V และไม่พุ่งเกิน 330 V ในขณะที่แรงดันไฟฟ้าในสภาวะอยู่ตัวมีค่าอยู่ในช่วง 250 V ถึง 280 V โดยมีขนาดของแรงดันพลั้เท่ากับ 1.7 V ซึ่งน้อยกว่าขนาดของ

แรงดันพลั้สูงสุดที่มาตรฐานได้กำหนดคือ 6 V และผลการตอบสนองสามารถเข้าสู่สภาวะอยู่ตัวได้ด้วยเวลาน้อยกว่า 0.04 วินาที ดังนั้นจึงเป็นการยืนยันได้ว่า ตัวควบคุมที่ออกแบบได้ด้วยวิธีการที่นำเสนอในบทความนี้ สามารถควบคุมให้ผลการตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัวเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้

5. สรุป

บทความนี้นำเสนอการออกแบบตัวควบคุมของระบบไฟฟ้ากำลังแบบกระแสตรงที่ใช้เครื่องกำเนิดไฟฟ้าซึ่งโคจรหนีสนิดแม่เหล็กถาวรและวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอกทีฟในเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้น ด้วยวิธีการแบบดั้งเดิมผ่านการเทียบสัมประสิทธิ์ที่อาศัยฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดของตัวควบคุม ซึ่งพิสูจน์ได้จากสมการพลวัตของระบบสำหรับการออกแบบตัวควบคุมที่ไอของอุปกรณ์ควบคุมกระแสไฟฟ้และอุปกรณ์ควบคุมแรงดันไฟฟ้า และอาศัยลักษณะเฉพาะของแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้ที่อ้างอิงตามมาตรฐานสำหรับการออกแบบตัวควบคุมแบบตรูป ผลจากการตรวจสอบสมรรถนะของตัวควบคุมด้วยการจำลองสถานการณ์บนคอมพิวเตอร์และผลที่ได้จากชุดทดสอบในห้องปฏิบัติการสอดคล้องกัน ซึ่งแสดงให้เห็นและยืนยันได้ว่า ตัวควบคุม

ที่ได้รับการออกแบบจากวิธีการที่นำเสนอในบทความนี้ สามารถควบคุมให้ผลการตอบสนองของแรงดันบัสไฟฟ้ากระแสตรงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นทั้งในสภาวะชั่วคราวและในสภาวะอยู่ตัวเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-STD-704F ได้อย่างไรก็ตามผลการวิจัยที่ได้นำเสนอค่าของโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวอยู่ในช่วง 400 W ถึง 600 W ซึ่งไม่ได้เป็นการทดสอบที่ค่าพิกัดกำลังไฟฟ้าที่ออกแบบ เนื่องจากเมื่อเพิ่มค่าโหลดให้มากขึ้นจะทำให้ระบบไฟฟ้าที่พิจารณาขาดเสถียรภาพ อันเนื่องมาจากโหลดกำลังไฟฟ้าคงตัวนี้มีลักษณะเป็นค่าตัวต้านทานติดลบ (negative impedance) ต่อระบบโดยรวม ซึ่งส่งผลต่อเสถียรภาพของระบบ โดยการขาดเสถียรภาพอาจส่งผลให้ระบบไม่สามารถทำงานต่อได้หรืออาจส่งผลให้เกิดความเสียหายต่อระบบโดยรวมได้ [3-6] ดังนั้นสำหรับการทำนายจุดการขาดเสถียรภาพของระบบ รวมถึงการบรรเทาการขาดเสถียรภาพเพื่อทำให้ระบบที่ขาดเสถียรภาพกลับมามีเสถียรภาพและสามารถทำงานต่อไปจนถึงระดับกำลังไฟฟ้าที่ค่าพิกัดจะได้รับการศึกษาและพัฒนาในงานวิจัยในอนาคต อีกทั้งสถาปัตยกรรมที่เป็นไปได้จริงของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามากขึ้นจะเป็นแบบบัสเดี่ยวที่ใช้หลายแหล่งจ่าย (single-DC bus-multi-source) ซึ่งจะประกอบด้วยชุดของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงโรนัสชนิดแม่เหล็กถาวรและวงจรเรียงกระแสภาคหน้าแบบแอคทีฟ (PMSG with AFE) มากกว่า 1 ชุด ดังนั้นการออกแบบตัวควบคุมของระบบดังกล่าวก็จะได้รับการศึกษาและพัฒนาในงานวิจัยในอนาคตด้วยเช่นกัน

ภาคผนวก: พารามิเตอร์ของระบบไฟฟ้าที่พิจารณา [4]

$$R_s = 1.058 \text{ m}\Omega, L_d = L_q = 99 \text{ }\mu\text{H}, \text{Poles } (P) = 6, \\ \phi_m = 0.03644 \text{ V}\cdot\text{s}/\text{rad}, f_e = 400 \text{ Hz}, C_{dc} = 1 \text{ mF}, \\ R_c = 6 \text{ m}\Omega, L_c = 2 \text{ }\mu\text{H}, C_b = 0.5 \text{ mF}, R_L = 10 \text{ }\Omega, \\ L_{Buck} = 5.094 \text{ mH}, C_{Buck} = 474.1 \text{ }\mu\text{F}, R_{Buck} = 8.1 \text{ }\Omega, \\ I_d^* = 0 \text{ A}, V_o^* = 270 \text{ V}, m = 0.8, P_{CPL(rated)} = 2.2 \text{ kW}$$

กิตติกรรมประกาศ

งานวิจัยนี้ได้รับทุนสนับสนุนจากสำนักงานกองทุนสนับสนุนการวิจัย (สกว.) ภายใต

โครงการปริญญาเอกกาญจนาภิเษก (คปก.) สาขาวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี ตามสัญญาเลขที่ PHD/0089/2560

เอกสารอ้างอิง

- [1] Rosero JA, Ortega JA, Aldabas E, Romeral L. Moving towards a more electric aircraft. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*. 2007; 22(3): 3-9.
- [2] Wheeler P, Bozhko SV. The more electric aircraft: technology and challenge. *IEEE Electrification Magazine*. 2014; 2(4): 6-12.
- [3] Areearak KN, Bozhko SV, Asher GM, Lillo LD, Thomas DWP. Stability study of a hybrid AC-DC more-electric aircraft power system. *IEEE Transactions on Aerospace Electronic Systems*. 2012; 48(1): 329-347.
- [4] Gao F, Bozhko SV, Asher G, Wheeler P. Comparative stability study of dc current control strategies for a droop-controlled PMSG system. In: *Proceedings of IEEE Energy Conversion Congress and Exposition, ECCE 2015, 20-24 September 2015, Montreal, QC, Canada*. USA: IEEE; 2015. p. 6246-6253.
- [5] Gao F, Bozhko S, Costabeber A, Asher G, Wheeler P. Control design and voltage stability analysis of a droop-controlled electrical power system for more electric aircraft. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*. 2017; 64(12): 9271-9281.
- [6] Gao F, Zheng X, Bozhko S, Hill C, Asher G. Modal analysis of a PMSG-based dc electrical power system in the more electric aircraft using eigenvalues sensitivity. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*. 2015; 1(1): 65-76.
- [7] Abu-Rub H, Malinowski M, Al-Haddad K. Power electronics for more electric aircraft. In: *Power electronics for renewable energy systems, transportation and industry applications*. Wiley IEEE press; 2014. p. 365-386.

- [8] Department of defense interface standard. MIL-STD-704F Standard Aircraft electric power characteristic. 2004; 1(1): 1-38. Available from: <http://www.ieee.li/pdf/standards-handbooks/MIL-STD-704F.pdf> [Accessed 4th April 2021].
- [9] Krause PC, Wasynczuk O, Sudhoff SD. *Analysis of Electric Machinery and Drive System*. Hoboken, NJ, USA: Wiley; 2002.
- [10] Pena R, Clare JC, Asher GM. Doubly fed induction generator using back-to-back PWM converters and its application to variable speed wind energy generation. *IEEE Electric Power Applications*. 2015; 143(5): 231-241.



A Controller Design of More Electric Aircraft Power Systems Using an Adaptive Tabu Search Algorithm

Apichai Suyapan, Kongpan Areerak* and Kongpol Areerak
 School of Electrical Engineering, Institute of Engineering
 Suranaree University of Technology, Nakhon Ratchasima, THAILAND
 *e-mail: kongpan@sut.ac.th

Abstract—This paper presents the optimal controller design for more electric aircraft power systems using an adaptive tabu search. The simple block diagrams are used as the objective function to evaluate the quality of each solution. The simulation results show that the proposed technique can provide the best output performance compared with those of conventional method. Moreover, this technique is very useful for engineers to design the controller with good performances.

Keywords—More Electric Aircraft; Adaptive Tabu Search; Constant Power Load; Vector Control

I. INTRODUCTION

Nowadays, the artificial intelligence (AI) techniques have been applied to many areas of engineering such as system identifications, controller design, active power filter design, protection design in power system, power loss minimization, and etc. In this paper, the application of AI technique called adaptive tabu search (ATS) [1-4] for the controller design of more electric aircraft power systems [5-7] is presented. These controllers are used to regulate the DC-link voltage equal to 270 V_{DC} and to achieve a unity power factor at AC bus. The ATS is used to tune the PI controller parameters to provide the best output performance. The block diagrams of the control system is used for the conventional method and also used as the objective function for ATS algorithm. The comparison results between the systems using the controllers designed from conventional and ATS methods are also presented. The results show that the best output performance can be obtained when the controller parameters designed by the ATS method are used.

The paper is structured as follows. In section II, the considered aircraft power system is explained. The controller design using conventional and ATS methods is described in section III. The simulation results are also presented in section IV. Finally, Section V concludes and discusses the advantaged of the proposed technique compared with the conventional method.

II. CONSIDERED AIRCRAFT POWER SYSTEM

The DC distribution aircraft power system considered in the paper is shown in Fig. 1 [5-7]. It consists of permanent magnet synchronous generators (PMSGs) represented by a balanced

three-phase voltage source, AC transmission line, active front-end PWM rectifier, DC-link capacitor and an ideal constant power load (CPL). The regulated power converters normally behave as a CPL in which it is used to represent all of loads on the aircraft power system. The PWM rectifier consists of vector-controllers on *dq*-axis as shown with the dashed line in Fig. 1 to regulate the voltage across the DC-link, here equal to the V_{dc}^* . In this paper, this voltage command is set equal to 270 V. Moreover, a unity power factor at AC bus is controlled by setting I_q^* equal to zero. The system parameters of Fig. 1 are given in Table I. In this paper, the design of the controllers using the conventional and ATS methods is presented. The comparison results between the systems using the controllers designed from both techniques are also illustrated.

TABLE I. THE PARAMETERS OF THE SYSTEM IN FIG. 1

| Parameter | Value | Description |
|-----------|---------------------------|---------------------------------|
| V_s | 72 V _{rms/phase} | phase source voltage |
| ω | $2\pi \times 400$ rad/s | source frequency |
| R | 0.1 Ω | resistance of transmission line |
| L | 100 μ H | inductance of transmission line |
| C | 1000 μ F | DC-link capacitance |
| m | 0.75 | modulation index |

III. CONTROLLER DESIGN

In this section, the controller designs for the PWM rectifier via the conventional and ATS methods are explained.

A. Conventional Method

The vector-control on *dq*-axis is based on the reference frame aligned to the source bus voltage vector with a peak convention. Therefore, the details of conventional method for PI controller design are as follow [5-8]:

1) Current Loop Control

The block diagram of the current (I_d, I_q) loop control for the system in Fig. 1 is shown in Fig. 2. The current loop controllers of *d*-axis and *q*-axis are identical. Hence, the paper will only show how to design the current loop for *d*-axis in which the controller for *q*-axis can use the same equation.

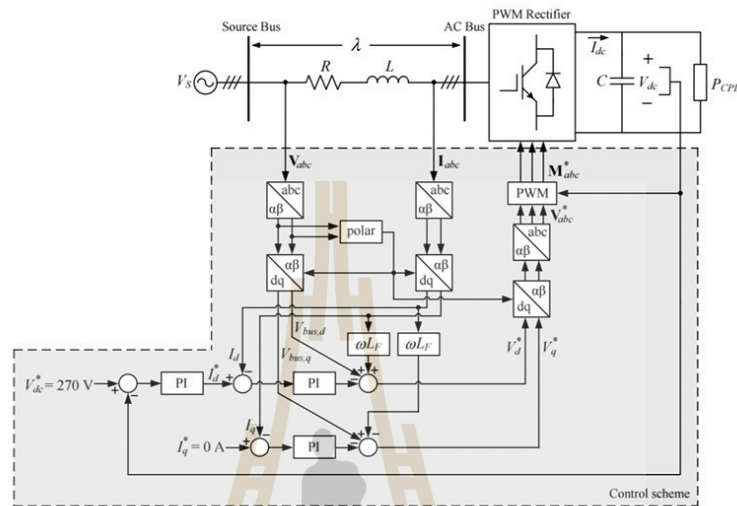


Fig. 1. The considered aircraft power system.

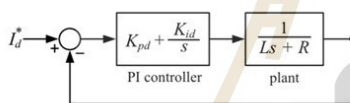


Fig. 2. The block diagram of the current loop control.

In Fig. 2, the K_{pd} and K_{id} are the controller parameters for the current loop control on d -axis, while R and L are the transmission line parameters. Closed-loop transfer function following on Fig.2 is shown by (1).

$$\frac{I_d}{I_d^*} = \frac{sK_{pd} + K_{id}}{Ls^2 + (K_{pd} + R)s + K_{id}} \quad (1)$$

It is well-known that the closed-loop transfer function for the standard second order system can be written as given in (2).

$$\frac{C(s)}{R(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (2)$$

Therefore, the current loop controller on d -axis can be determined by comparing between the denominators of (1) and (2) so as to achieve (3).

$$\begin{cases} K_{pd} = 2\zeta\omega_n L - R \\ K_{id} = L\omega_n^2 \end{cases} \quad (3)$$

As mentioned before, the d -axis and q -axis controls are identical. Therefore, the equations to design the controllers on q -axis are given in (4).

$$\begin{cases} K_{pq} = 2\zeta\omega_n L - R \\ K_{iq} = L\omega_n^2 \end{cases} \quad (4)$$

2) Voltage Loop Control

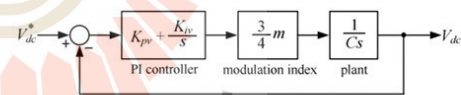


Fig. 3. The block diagram of the voltage loop control.

The block diagram of the voltage (V_{dc}) loop control for the considered system is depicted in Fig. 3. The K_{pv} and K_{iv} are the PI parameters for a voltage loop control, while m is the modulation index and C is the DC-link capacitor parameters. Closed-loop transfer function of the system in Fig. 3 is defined in (5).

$$\frac{V_{dc}}{V_{dc}^*} = \frac{3m(sK_{pv} + K_{iv})}{4Cs^2 + 3mK_{pv}s + 3mK_{iv}} \quad (5)$$

Similarly to the current procedure, the equations for the controller design of voltage loop are depicted in (6).

$$\begin{cases} K_{pv} = \frac{8\zeta_v \omega_{nv} C}{3m} \\ K_{iv} = \frac{4C\omega_{nv}^2}{3m} \end{cases} \quad (6)$$

In this paper, the PI controller parameters for both current and voltage loops are calculated by using (3), (4) and (6). Referring to these equations, the controller parameters depend on the system parameters including a damping ratio of current loop (ζ_i), voltage loop (ζ_v), the bandwidth of current loop (ω_{ni}) and voltage loop (ω_{nv}). In this paper, the PI parameters designed by the conventional method are calculated by selecting $\zeta_i = 0.8$, $\zeta_v = 0.8$, $\omega_{ni} = 2\pi \times 500$ rad/s, and $\omega_{nv} = 2\pi \times 10$ rad/s. As a result, the PI controller parameters are $K_{pd} = K_{pq} = 0.403$, $K_{id} = K_{iq} = 986.96$, $K_{pv} = 0.179$, and $K_{iv} = 7.0184$.

B. Adaptive Tabu Search (ATS) Method

The controller design via the ATS algorithm is illustrated in this section. The block diagram to explain how to determine the PI parameters is given in Fig. 4.

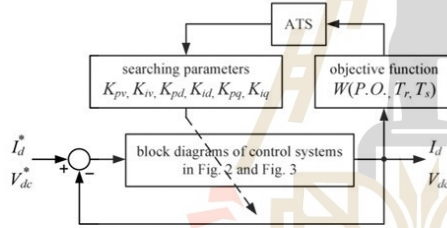


Fig. 4. The ATS method for the PI controller design.

Referring to Fig. 4, the block diagram of Fig. 2 and Fig. 3 are used as the objective function for the ATS algorithm. The quality of the solution during the searching process is defined by W value. This W value can be calculated by (7).

$$W(P.O., T_r, T_s) = \alpha P.O. + \beta T_r + \gamma T_s \quad (7)$$

and

$$\alpha + \beta + \gamma = 1 \quad (8)$$

where $P.O.$, T_r , and T_s are the percent overshoot, rise time and settling time of the I_d and V_{dc} responses, respectively. In addition, α , β , and γ are the priority coefficients of $P.O.$, T_r , and T_s , respectively.

For this paper, α , β , and γ are set equal to 0.33, 0.33, and 0.34, respectively. The ATS algorithm will try to tune the

PI parameters until the minimum W is obtained. For this case, it means that the resulting controller parameters can provide the best I_d and V_{dc} responses.

According to Fig. 4, the steps for design the controller via the ATS algorithm are as follow:

Step 1: Define the search parameter boundary. The boundary of K_{pd} , K_{id} , K_{pq} , K_{iq} , K_{pv} , K_{iv} for this paper are set equal to [7.440 0.151], [222066.099 246.740], [7.440 0.151], [222066.099 246.740], [2.681 0.089], [1579.137 1.755], respectively. These boundaries are determined by selecting $\omega_{ni} = 2\pi \times 250$ rad/s to $\omega_{ni} = 2\pi \times 7500$ rad/s and $\omega_{nv} = 2\pi \times 5$ rad/s to $\omega_{nv} = 2\pi \times 150$ rad/s with the constant $\zeta_i = \zeta_v = 0.8$.

Step 2: Define randomly the initial values of searched parameters within the boundaries as determined from Step 1.

Step 3: Define the radius value (R_{ATS}), the one of ATS parameter.

Step 4: Define the condition for adjusting the radius and back tracking.

Step 5: Define the cost value. In this paper, W is used in which it can be calculated from the objective function as given in (7).

Step 6: Define a stopping criterion. In this paper, $count_{max}$ is used and set equal to 100 rounds.

As mentioned before, the ATS algorithm will search the controller parameters until the minimum W value is achieved. The more details of ATS algorithm can be found in [1-4].

IV. SIMULATION RESULTS

The system in Fig. 1 with the controllers designed by using the proposed method and the conventional method was simulated by using SIMULINK of MATLAB. The SIMULINK block following on the system in Fig. 1 is given in Fig. 5. The comparison results between the ATS and conventional methods are depicted in Table II.

TABLE II. THE COMPARISON BETWEEN ATS AND CONVENTIONAL METHODS

| Controller Parameters | Design Method | |
|-----------------------|---------------|---------------------|
| | ATS Method | Conventional Method |
| K_{pd}, K_{pq} | 1.0165 | 0.403 |
| K_{id}, K_{iq} | 1228.00 | 986.96 |
| K_{pv} | 1.8320 | 0.179 |
| K_{iv} | 61.6834 | 7.0184 |
| W of current loop | 0.0496 | 0.3011 |
| W of voltage loop | 0.1247 | 0.3459 |

In Table II, the controllers designed for both current and voltage loops from the proposed method can provide the minimum W value compared with the conventional method.

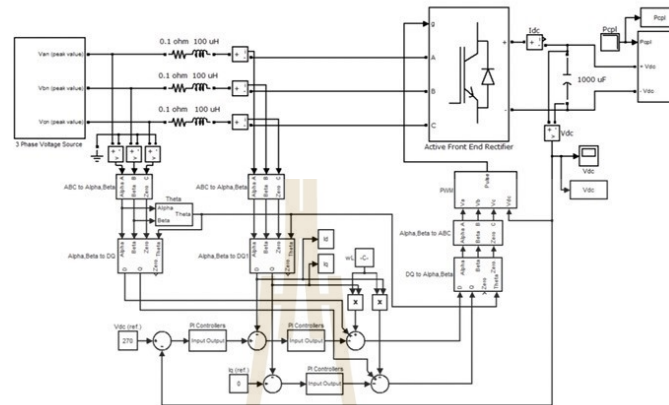


Fig. 5. The SIMULINK block of considered aircraft power system.

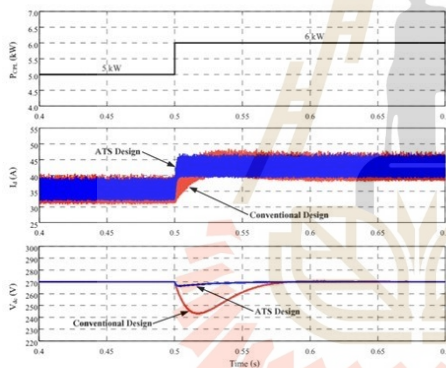


Fig. 6. Simulation results when step P_{CPL} from 5 kW to 6 kW at $t = 0.5$ s.

Fig. 6 shows the I_d and V_{dc} responses when a step change of P_{CPL} from 5 kW to 6 kW at $t = 0.5$ s. is applied. It can be seen that the output response of the system using the controllers designed by the ATS method is better than those of the conventional method in terms of percent overshoot, rise time and settling time.

V. CONCLUSION

This paper presents the applications of ATS algorithm to design the PI controller parameters for the more electric aircraft power systems to regulate the DC-bus voltage. The resulting output responses using ATS design are better than those of the conventional method. Therefore, the controller design using ATS algorithm is very convenient and flexible for engineers.

ACKNOWLEDGMENT

This work was supported by Suranaree University of Technology (SUT).

REFERENCES

- [1] S. Sujitjorn, T. Kulworawanichpong, D. Puangdownreong, and K-N Areerak, "Adaptive Tabu Search and Application in Engineering Design," Book Chapters in Integrated Intelligent Systems for Engineering Design, IOS Press, The Netherlands, pp. 233-257, 2006.
- [2] D. Puangdownreong, K-N. Areerak, K-L. Areerak, S. Sujitjorn, and T. Kulworawanichpong, "Application of adaptive tabu search to system identification," IASTED International Conference on Modelling, Identification, and Control (MIC2005), Innsbruck, Austria, pp. 178-183, Feb 2005.
- [3] T. Kulworawanichpong, K-L. Areerak, K-N. Areerak, K-L. Areerak, P. Pao-la-or, D. Puangdownreong, and S. Sujitjorn, "Dynamic parameter identification of induction motors using intelligent search technique," IASTED International Conference on Modelling, Identification, and Control (MIC2005), Innsbruck, Austria, pp. 328-332, Feb 2005.
- [4] T. Kulworawanichpong, K-L. Areerak, K-N. Areerak, K-L. Areerak, and S. Sujitjorn, "Harmonic Identification for Active Power Filters via Adaptive Tabu Search Method," LNCS (Lecture Notes in Computer Science), Springer-Verlag Heidelberg, vol. 3213, pp. 1255-1261, 2004.
- [5] P. Wheeler, and S. V. Bozhko, "The More Electric Aircraft," IEEE Electrification Magazine, pp. 6-12, Dec 2014.
- [6] F. Gao, and S. V. Bozhko, "Modeling and Impedance Analysis of a Single DC Bus-based Multiple-Source Multiple-Load Electrical Power System," IEEE Transaction on Transportation Electrification, vol. 2, no. 3, pp. 335-346, Jul 2016.
- [7] F. Gao, X. Zheng, S. V. Bozhko, C. Lan Hill, and G. M. Asher, "Modal Analysis of a PMSG-Based DC Electrical Power System in the More Electric Aircraft Using Eigenvalues Sensitivity," IEEE Transaction on Transportation Electrification, vol. 2, no. 3, pp. 335-346, Jul 2016.
- [8] R. Pena, J. C. Clare, and G. M. Asher, "Doubly fed induction generator using back-to-back PWM converters and its application to variable-speed wind-energy generation," IEE Proc.-Electr. Power Appl, vol. 143, no. 3, pp. 231-241, May 1996.



ภาคผนวก ข.

โปรแกรมการคำนวณการไหลของกำลังไฟฟ้าและการคำนวณ
ค่าในสถานะคงตัวด้วยการคำนวณเชิงตัวเลขของนิวตันและราฟสัน

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

```

*****
โปรแกรมการคำนวณการไหลของกำลังไฟฟ้าและการคำนวณค่าในสภาวะคงตัว (ค่า  $\delta$ )
ด้วยการคำนวณเชิงตัวเลขของนิวตันและกราฟสัน
*****

% กำหนดค่าพารามิเตอร์ของระบบ
Rs=1.058e-3;
Ls=99e-6;
Flux=0.0364;
Poles=6;
fe=400;
Ws=((120*fe)/Poles)*((2*pi)/60);
Xs=2*pi*fe*Ls;
ZG=sqrt((Rs^2)+(Xs^2));
GammaG=atand(Xs/Rs);
Rc=6e-3;
RL=10;
m=0.90;
% กำหนดค่าตอบเริ่มต้นและค่าความคลาดเคลื่อนสูงสุดที่ยอมรับได้
Pcpl=15e3;
Egen=(((Poles/2)*Ws)*Flux*(Poles/2))^3/sqrt(2);
Vtgen(1)=Egen;
Vdc=(2*sqrt(2)*Vtgen(1))/m;
Vb=(Vdc+sqrt((Vdc^2)-(4*((Rc/RL)+1)*Rc*Pcpl)))/(2*((Rc/RL)+1));
Ic=(Vb/RL)+(Pcpl/Vb);
PRL=(Vb^2)/RL;
PRc=(Ic^2)*Rc;
Pgen=(PRL+Pcpl+PRc)/3;
Delta(1)=asind((Pgen*Xs)/(Egen*Vtgen(1)));
ea_Vtgen=100;
ea_Delta=100;
es=1e-6;
k=1;

```

```

% คำนวณหาค่า  $\delta$  ด้วยการคำนวณเชิงตัวเลขของนิวตันและกราฟเส้น
while 1
    f1=(((Egen*Vtgen(k))/ZG)*cosd(GammaG-Delta(k))
        -(((Vtgen(k)^2)/ZG)*cosd(GammaG))-Pgen;
    f2=(((Egen*Vtgen(k))/ZG)*sind(GammaG-Delta(k))
        -(((Vtgen(k)^2)/ZG)*sind(GammaG))+(((Egen*Vtgen(k))/Xs)*cosd(Delta(k))
        -((Vtgen(k)^2)/Xs);
    f1_Vtgen=(((Egen/ZG)*cosd(GammaG-Delta(k)))-
        (((2*Vtgen(k))/ZG)*cosd(GammaG)));
    f1_Delta=(((Egen*Vtgen(k))/ZG)*sind(GammaG-Delta(k)));
    f2_Vtgen=(((Egen/ZG)*sind(GammaG-Delta(k)))
        -(((2*Vtgen(k))/ZG)*sind(GammaG))+((Egen/Xs)*cosd(Delta(k))
        -((2*Vtgen(k))/Xs);
    f2_Delta=(((Egen*Vtgen(k))/ZG)*cosd(GammaG-Delta(k))
        -(((Egen*Vtgen(k))/Xs)*sind(Delta(k)));
    Fx=[f1;f2];
    DiffFx=[f1_Vtgen f1_Delta;
            f2_Vtgen f2_Delta];
    DeltaX=-((inv(DiffFx))*(Fx));
    Vtgen(k+1)=Vtgen(k)+DeltaX(1,:);
    Delta(k+1)=Delta(k)+DeltaX(2,:);
    Vdc=(2*sqrt(2)*Vtgen(k+1))/m;
    Vb=(Vdc+sqrt((Vdc^2)-(4*((Rc/RL)+1)*Rc*Pcpl)))/(2*((Rc/RL)+1));
    Ic=(Vb/RL)+(Pcpl/Vb);
    PRL=(Vb^2)/RL;
    PRc=(Ic^2)*Rc;
    Pgen=(PRL+Pcpl+PRc)/3;
    ea_Vtgen=(abs((Vtgen(k+1)-Vtgen(k))/Vtgen(k+1)))*100;
    ea_Delta=(abs((Delta(k+1)-Delta(k))/Delta(k+1)))*100;
    if ea_Vtgen<=es && ea_Delta<=es
        Egen
        Vtgen=Vtgen(k+1)

```

```
Delta_degree=Delta(k+1)
Vdc=(2*sqrt(2)*Vtgen)/m
Vb=(Vdc+sqrt((Vdc^2)-4*((Rc/RL)+1)*Rc*Pcpl))/(2*((Rc/RL)+1))
Ic=(Vb/RL)+(Pcpl/Vb)
Pgen=(PRL+Pcpl+PRc)/3
Qgen=-(((Egen*Vtgen)/Xs)*cosd(Delta_degree))+((Vtgen^2)/Xs)
break
end
k=k+1;
end
```

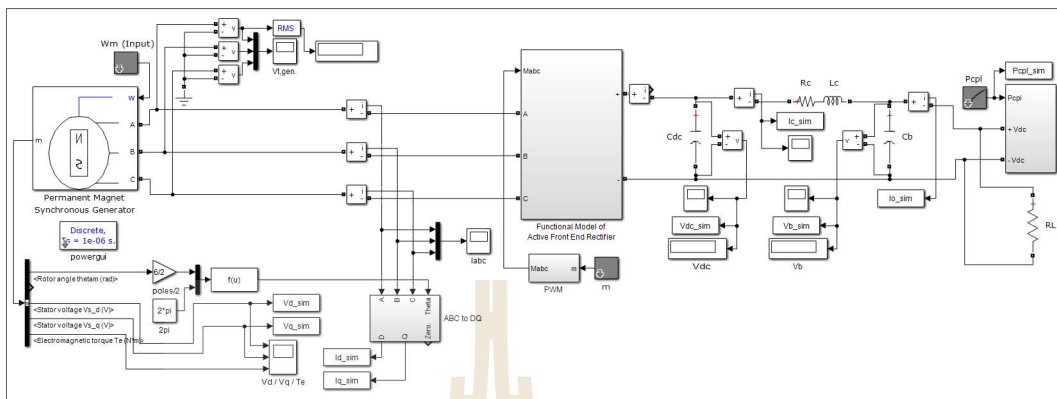




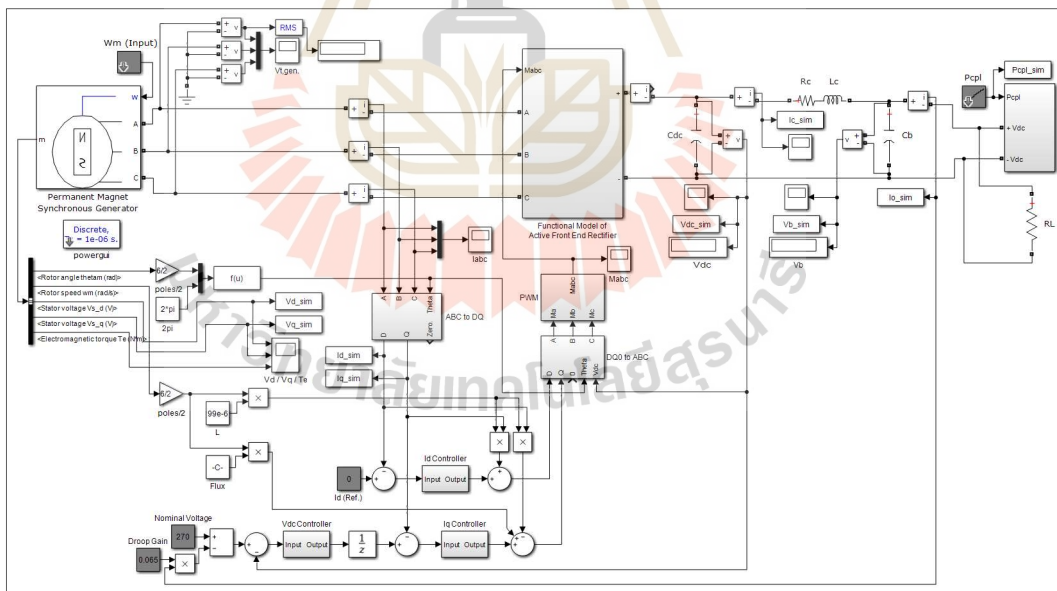
ภาคผนวก ค.

ชุดบล็อกไฟฟ้ากำลังร่วมกับ SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB

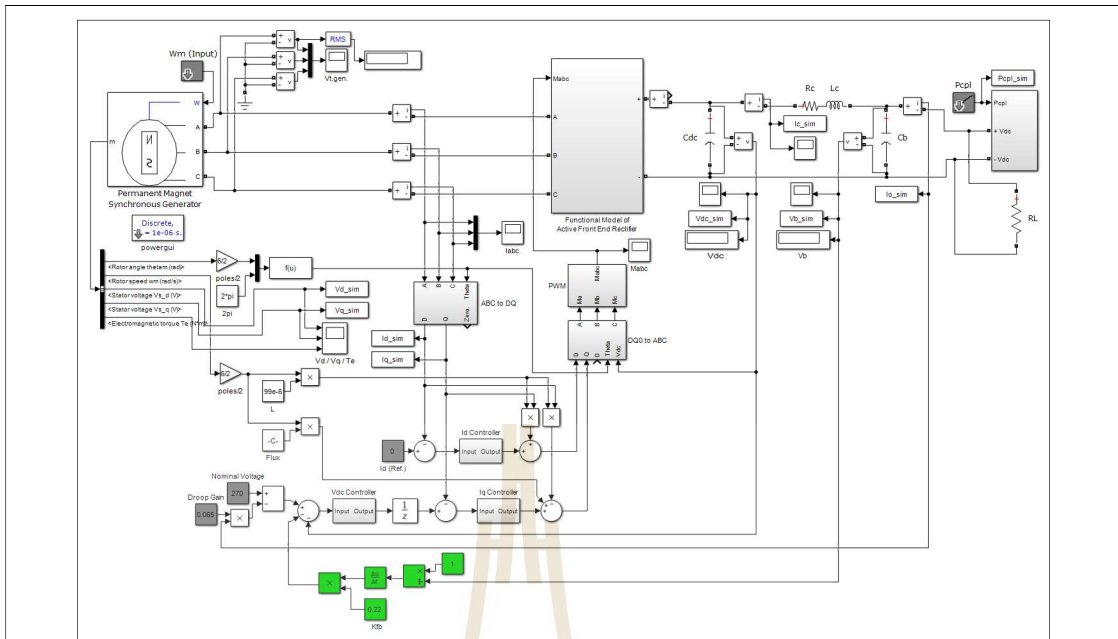
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี



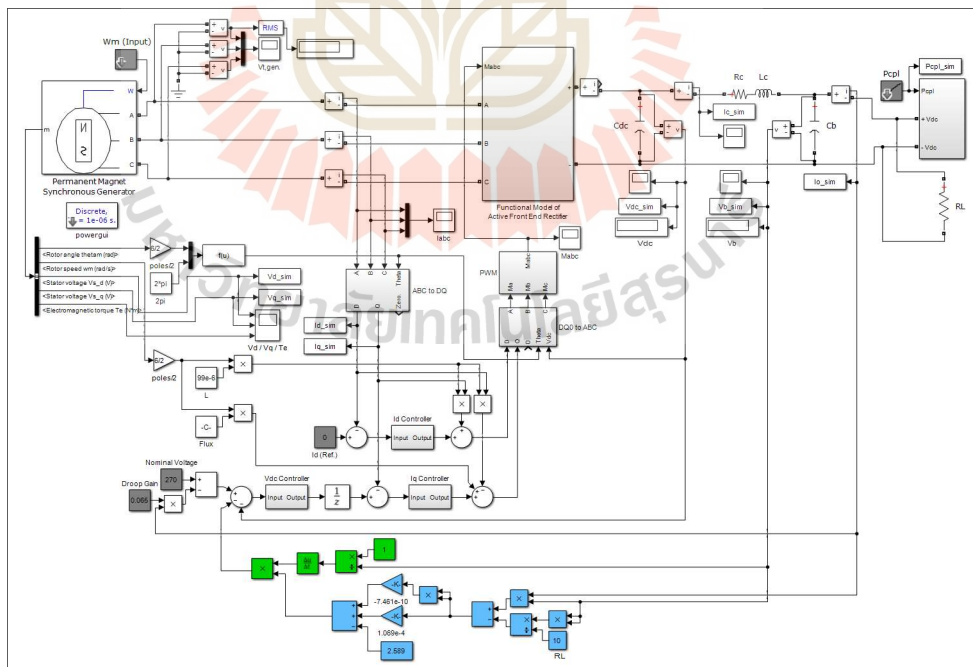
รูปที่ ค.1 ชุดบล็อก SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ในกรณีที่ไม่มีตัวควบคุม



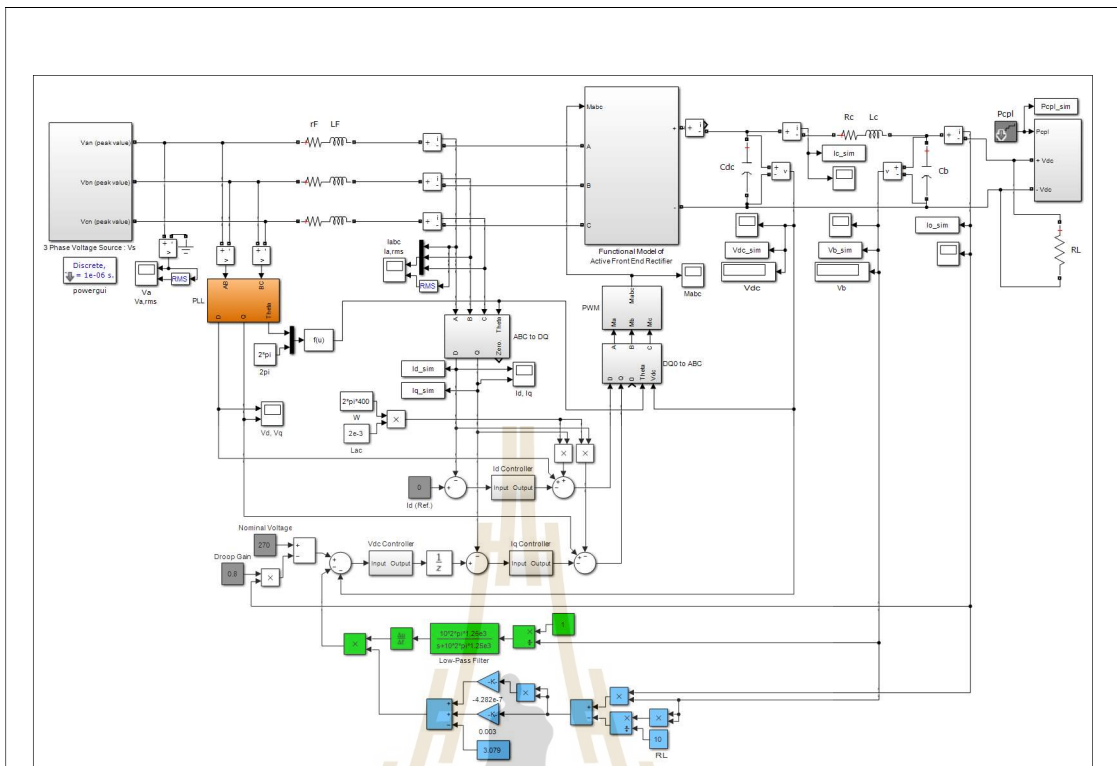
รูปที่ ค.2 ชุดบล็อก SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน ในกรณีที่มีตัวควบคุม



รูปที่ ค.3 ชุดบล็อก SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน
ในกรณีที่มีการบรรเทาการขาดเสถียรภาพด้วยเทคนิคคูปยกลึก



รูปที่ ค.4 ชุดบล็อก SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB ของระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน
ในกรณีที่มีการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว



รูปที่ ค.5 ชุดบล็อก SIMULINK บนโปรแกรม MATLAB ของชุดทดสอบ
ระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิน

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี



ภาคผนวก ง.

โปรแกรมการสร้างสมการอย่างง่ายของค่าอัตราขยายป้อนกลับ
ของเทคนิคคูณยกเล็กสำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

```

*****
โปรแกรมการสร้างสมการอย่างง่ายของค่าอัตราขยายป้อนกลับของเทคนิคลูปลูกเล็ก ( $K_{FB}$ )
สำหรับการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัว
*****
% กำหนดค่าพารามิเตอร์ของระบบ
Rs=1.058e-3; Ls=99e-6; Ld=Ls; Lq=Ls; Flux=0.0364; Poles=6; fe=400; W=2*pi*fe;
Ws=(4*pi*fe)/Poles; Wm=Ws; We=(Poles/2)*Wm; Cdc=1e-3; Rc=(0.6e-3)*10;
Lc=(0.2e-6)*10; Cb=0.5e-3; RL=10; m=0.9; DampingRatio_V=0.707;
NaturalFrequency_V=2*pi*140; DampingRatio_I=0.707;
NaturalFrequency_I=2*pi*1500;
Kpv=(8*DampingRatio_V*NaturalFrequency_V*Cdc)/(3*m);
Kiv=(4*Cdc*(NaturalFrequency_V^2))/(3*m);
Kpd=Rs-(2*DampingRatio_I*NaturalFrequency_I*Ld); Kid=-Ld*(NaturalFrequency_I^2);
Kpq=Kpd; Kiq=Kid; Kd=0.065; Vo=270; IdRef=0;
% คำนวณหาเส้นแนวโน้มการขาดเสถียรภาพหรือเส้นอเสถียรภาพ
count=1;
for Pcpl=35e3:10:55e3
    for Kfb=0:0.01:5
        x0=[0 0 270 0 270 0 0 0];
        X=fsolve(@FindingEquilibriumPoints,x0);
        x10=X(:,1);
        x20=X(:,2);
        x30=X(:,3);
        x40=X(:,4);
        x50=X(:,5);
        x60=X(:,6);
        x70=X(:,7);
        x80=X(:,8);
        a25=((Kpv*Kpq*Kd)/(Lq*RL))-((1/(x50^2))*(((Kpv*Kpq*Kd*Pcpl)/Lq)
        +((Kpv*Kpq*Kfb*(Kpq-Rs))/(Lq^2))));
        a31=(3/(2*Cdc*x30))*((-2*Kpd*x10)+(Kid*x70)+(Kpd*IdRef));
        a32=(3/(2*Cdc*x30))*((-2*Kpq*x20)-(Kpv*Kpq*x30)

```

$$\begin{aligned}
& -((K_{pv} \cdot K_{pq} \cdot K_d \cdot x_{50})/R_L) + (K_{iv} \cdot K_{pq} \cdot x_{60}) + (K_{iq} \cdot x_{80}) \\
& + (K_{pv} \cdot K_{pq} \cdot V_o) + (W_e \cdot \text{Flux}) - (((2 \cdot K_{pv} \cdot (K_{pq}^2) \cdot K_{fb})/L_q) \\
& + (K_{pv} \cdot K_{pq} \cdot K_d \cdot P_{cpl})) \cdot (1/x_{50})); \\
a_{33} = & (-3/(2 \cdot C_{dc} \cdot (x_{30}^2))) \cdot (-K_{pd} \cdot (x_{10}^2)) + (K_{id} \cdot x_{10} \cdot x_{70}) \\
& + (K_{pd} \cdot x_{10} \cdot I_{dRef}) - (K_{pq} \cdot (x_{20}^2)) - ((K_{pv} \cdot K_{pq} \cdot K_d \cdot x_{20} \cdot x_{50})/R_L) \\
& + (K_{iv} \cdot K_{pq} \cdot x_{20} \cdot x_{60}) + (K_{iq} \cdot x_{20} \cdot x_{80}) + (K_{pv} \cdot K_{pq} \cdot x_{20} \cdot V_o) + (W_e \cdot \text{Flux} \cdot x_{20}) \\
& - (((2 \cdot K_{pv} \cdot (K_{pq}^2) \cdot K_{fb} \cdot x_{20})/L_q) \\
& + (((K_{pv}^2) \cdot (K_{pq}^3) \cdot (K_{fb}^2))/((L_q^2) \cdot x_{50})) + (K_{pv} \cdot K_{pq} \cdot K_d \cdot P_{cpl} \cdot x_{20}) \\
& + (((K_{pv}^2) \cdot (K_{pq}^2) \cdot K_d \cdot P_{cpl} \cdot K_{fb})/(L_q \cdot x_{50})) \\
& - ((K_{pv} \cdot K_{iv} \cdot (K_{pq}^2) \cdot K_{fb} \cdot x_{60})/L_q) - ((K_{pv} \cdot K_{pq} \cdot K_{iq} \cdot K_{fb} \cdot x_{80})/L_q) \\
& - (((K_{pv}^2) \cdot (K_{pq}^2) \cdot K_{fb} \cdot V_o)/L_q) - ((W_e \cdot \text{Flux} \cdot K_{pv} \cdot K_{pq} \cdot K_{fb})/L_q) \cdot (1/x_{50}) \\
& - (((K_{pv}^2) \cdot (K_{pq}^2) \cdot K_d \cdot K_{fb})/(L_q \cdot R_L)); \\
a_{35} = & (3/(2 \cdot C_{dc} \cdot x_{30})) \cdot (((-K_{pv} \cdot K_{pq} \cdot K_d \cdot x_{20})/R_L) \\
& + (((2 \cdot K_{pv} \cdot (K_{pq}^2) \cdot K_{fb} \cdot x_{20})/L_q) \\
& + ((2 \cdot (K_{pv}^2) \cdot (K_{pq}^3) \cdot (K_{fb}^2))/((L_q^2) \cdot x_{50})) \\
& + (((K_{pv}^2) \cdot (K_{pq}^2) \cdot K_{fb} \cdot x_{30})/L_q) + (K_{pv} \cdot K_{pq} \cdot K_d \cdot P_{cpl} \cdot x_{20}) \\
& + ((2 \cdot (K_{pv}^2) \cdot (K_{pq}^2) \cdot K_d \cdot P_{cpl} \cdot K_{fb})/(L_q \cdot x_{50})) \\
& - ((K_{pv} \cdot K_{iv} \cdot (K_{pq}^2) \cdot K_{fb} \cdot x_{60})/L_q) - ((K_{pv} \cdot K_{pq} \cdot K_{iq} \cdot K_{fb} \cdot x_{80})/L_q) \\
& - (((K_{pv}^2) \cdot (K_{pq}^2) \cdot K_{fb} \cdot V_o)/L_q) \\
& - ((W_e \cdot \text{Flux} \cdot K_{pv} \cdot K_{pq} \cdot K_{fb})/L_q) \cdot (1/(x_{50}^2))); \\
a_{36} = & (3/(2 \cdot C_{dc} \cdot x_{30})) \cdot ((K_{iv} \cdot K_{pq} \cdot x_{20}) \\
& + (((K_{pv} \cdot K_{iv} \cdot (K_{pq}^2) \cdot K_{fb})/L_q) \cdot (1/x_{50}))); \\
a_{38} = & (3/(2 \cdot C_{dc} \cdot x_{30})) \cdot ((K_{iq} \cdot x_{20}) + (((K_{pv} \cdot K_{pq} \cdot K_{iq} \cdot K_{fb})/L_q) \cdot (1/x_{50}))); \\
a_{85} = & ((-K_{pv} \cdot K_d)/R_L) + (((K_{pv} \cdot K_{pq} \cdot K_{fb})/L_q) + (K_{pv} \cdot K_d \cdot P_{cpl})) \cdot (1/(x_{50}^2)); \\
A = & [((K_{pd} - R_s)/L_d) \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ (-K_{id}/L_d) \ 0; \\
& 0 \ ((K_{pq} - R_s)/L_q) \ ((K_{pv} \cdot K_{pq})/L_q) \ 0 \ a_{25} \ ((-K_{iv} \cdot K_{pq})/L_q) \ 0 \ (-K_{iq}/L_q); \\
& a_{31} \ a_{32} \ a_{33} \ (-1/C_{dc}) \ a_{35} \ a_{36} \ ((3 \cdot K_{id} \cdot x_{10})/(2 \cdot C_{dc} \cdot x_{30})) \ a_{38}; \\
& 0 \ 0 \ (1/L_c) \ (-R_c/L_c) \ (-1/L_c) \ 0 \ 0 \ 0; \\
& 0 \ 0 \ 0 \ (1/C_b) \ ((-1/(R_L \cdot C_b)) + (P_{cpl}/(C_b \cdot (x_{50}^2)))) \ 0 \ 0 \ 0; \\
& 0 \ 0 \ -1 \ 0 \ (((K_d \cdot P_{cpl})/(x_{50}^2)) - (K_d/R_L)) \ 0 \ 0 \ 0 \\
& -1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0; \\
& 0 \ -1 \ -K_{pv} \ 0 \ a_{85} \ K_{iv} \ 0 \ 0];
\end{aligned}$$

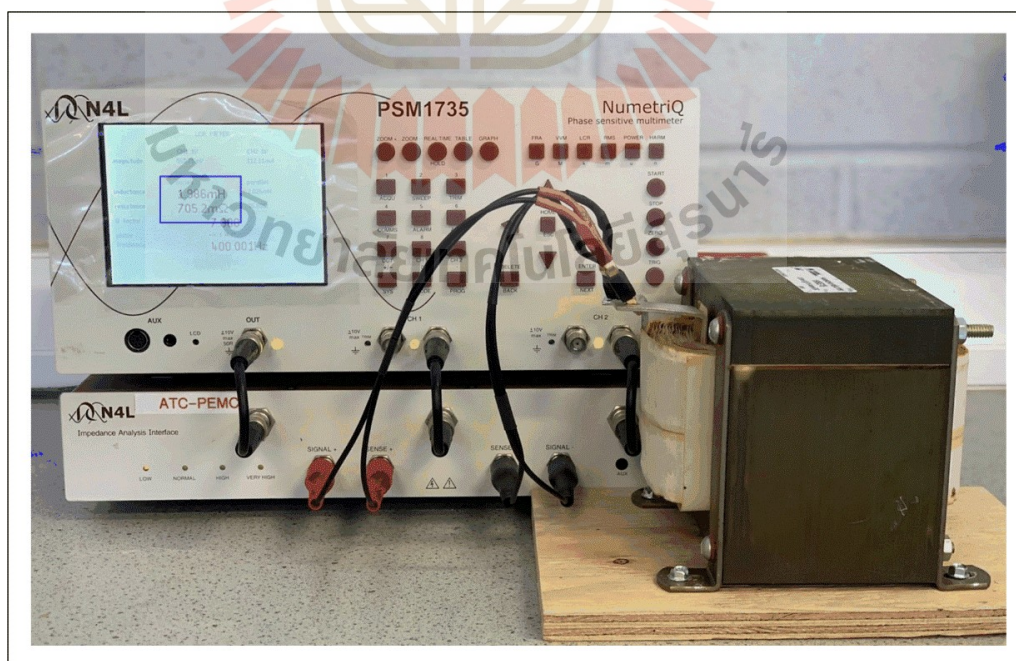
```
EigenValues=eig(A);
if real(EigenValues(1,:))<0 && real(EigenValues(2,:))<0
&& real(EigenValues(3,:))<0 && real(EigenValues(4,:))<0
&& real(EigenValues(5,:))<0 && real(EigenValues(6,:))<0
&& real(EigenValues(7,:))<0 && real(EigenValues(8,:))<0
    Kfb_stable_min(count)=Kfb;
    Pcpl_Kfb_min(count)=Pcpl;
    count=count+1;
    break
end
end
end
% คำนวณหาสมการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับด้วยการหาสมการโพลีโนเมียลที่เหมาะสม
order=1;
for order=1:1:5
    polyfit(Pcpl_Kfb_min,Kfb_stable_min,order)
end
```



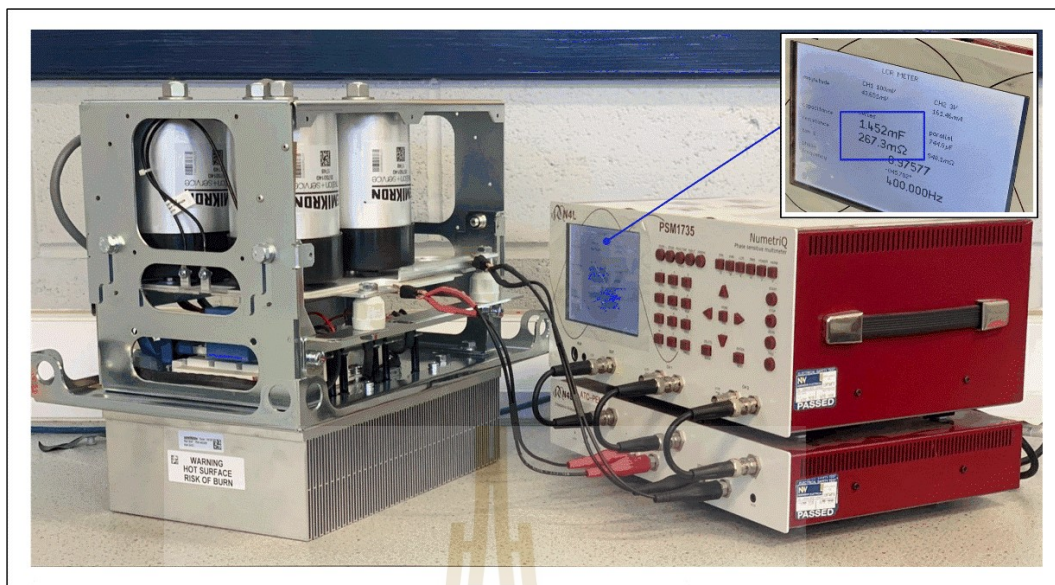
ภาคผนวก จ.

การวัดค่าพารามิเตอร์ของชุดทดสอบด้วยการใช้มัลติมิเตอร์แบบไวต่อเฟส
ร่วมกับการใช้เครื่องวิเคราะห์อิมพีแดนซ์

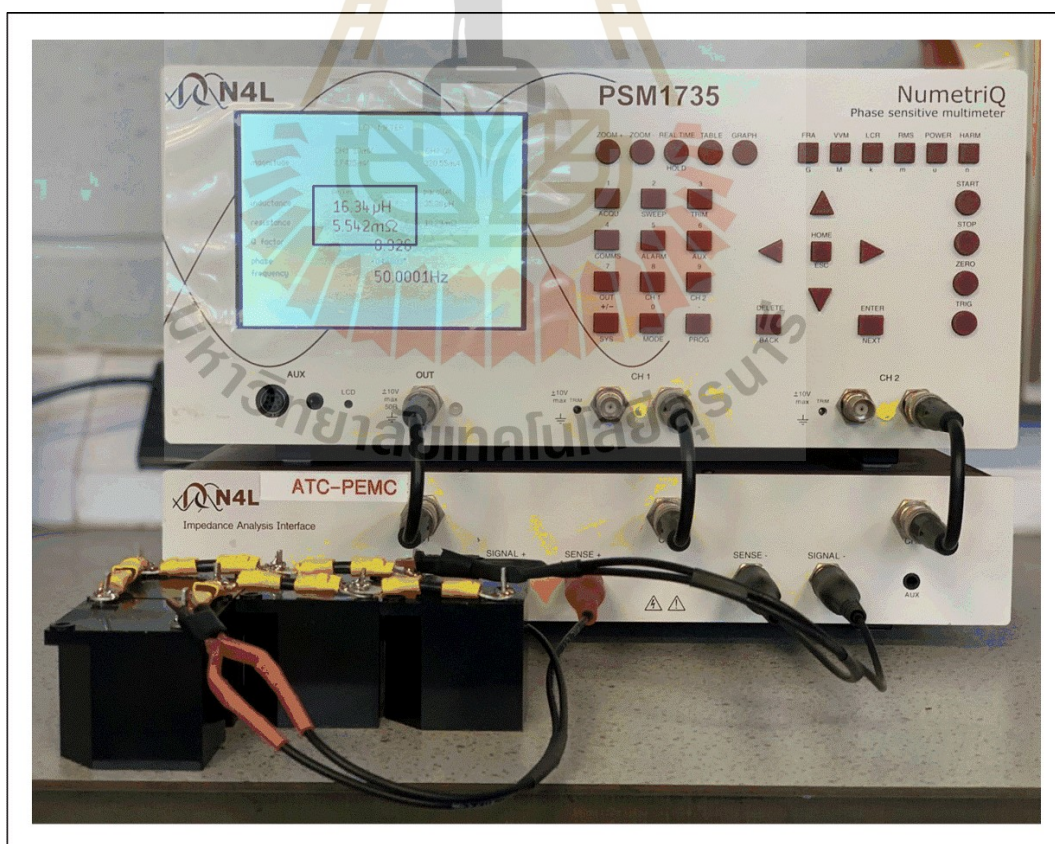
การวัดค่าพารามิเตอร์ของชุดทดสอบระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบิ้นที่พิจารณา ซึ่งได้สร้างขึ้นในห้องปฏิบัติการของสถาบันเทคโนโลยีการบินและอวกาศ มหาวิทยาลัยนอตทิงแฮม สหราชอาณาจักร งานวิจัยวิทยานิพนธ์ได้ใช้มัลติมิเตอร์แบบไวต่อเฟส (phase sensitive multimeter) ซึ่งเป็นอุปกรณ์สำหรับวิเคราะห์การตอบสนองต่อความถี่ (frequency response analyzer) ร่วมกับการใช้อุปกรณ์การวิเคราะห์อิมพีแดนซ์แบบต่อประสาน (impedance analysis interface) ซึ่งเป็นเครื่องมือสำหรับวิเคราะห์อิมพีแดนซ์ (impedance analyzer) โดยชุดอุปกรณ์ดังกล่าวเป็นรุ่น N4L PSM1735 NumetriQ ของบริษัท Newtons4th ที่สามารถปรับเปลี่ยนความถี่ของการตรวจวัดวิเคราะห์ได้ในช่วง $10 \mu\text{Hz}$ ถึง 35MHz และมีแรงดันไฟฟ้าสูงสุดเท่ากับ $10 V_{\text{peak to peak}}$ สำหรับการตรวจวัดและผลการวัดที่ได้ของค่าพารามิเตอร์ของชุดทดสอบ ซึ่งประกอบด้วย ค่าความต้านทานภายในตัวเหนี่ยวนำ (r_F) และค่าความเหนี่ยวนำ (L_F) ของวงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ, ค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง (C_{dc}), ค่าความต้านทาน (R_c) และค่าความเหนี่ยวนำ (L_c) ของสายส่งกำลังไฟฟ้ากระแสตรง, ค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง (C_b), ค่าความเหนี่ยวนำของตัวเหนี่ยวนำของวงจรแปลงผันแบบบักค์ (L_{buck}) และค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุของวงจรแปลงผันแบบบักค์ (C_{buck}) แสดงได้ดังรูปที่ ง.1 ถึงรูปที่ ง.6 ตามลำดับ ดังนั้นจากทั้ง 6 รูปจึงได้ค่าพารามิเตอร์ของชุดทดสอบดังที่แสดงในตารางที่ 6.1 ในบทที่ 6



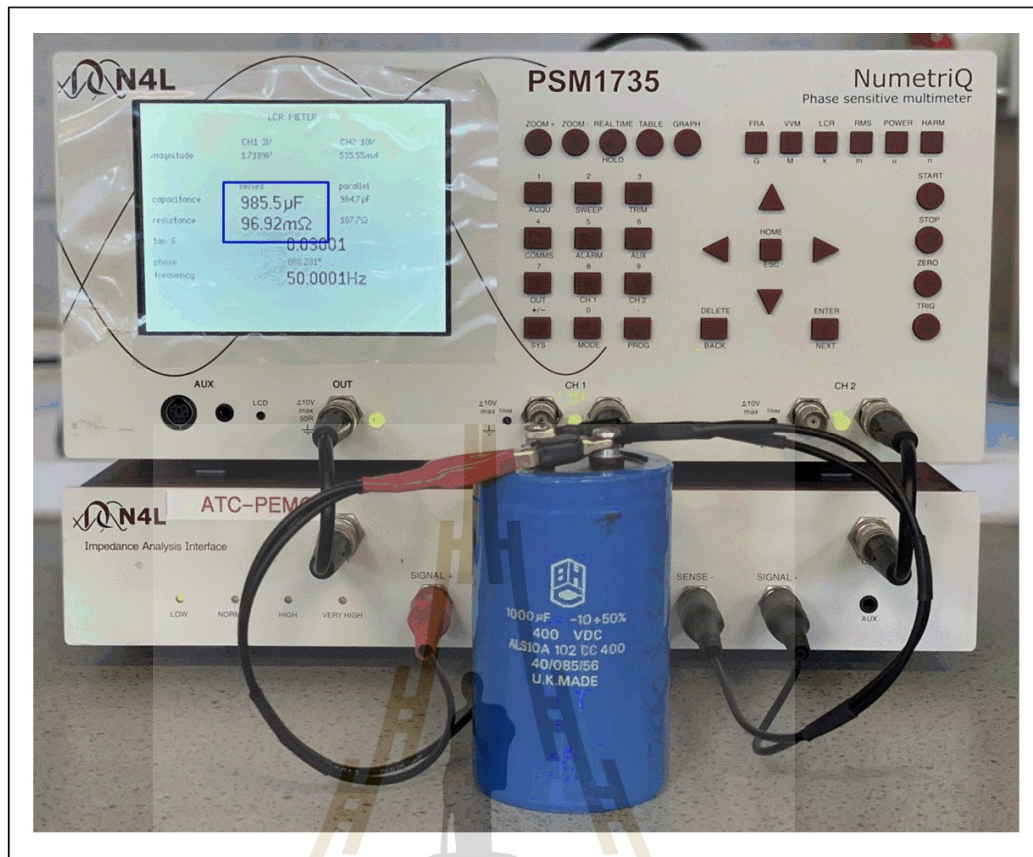
รูปที่ ง.1 การวัดหาค่าพารามิเตอร์ของวงจรกรองทางด้านไฟฟ้ากระแสสลับ



รูปที่ จ.2 การวัดหาค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุทางด้านไฟฟ้ากระแสตรง



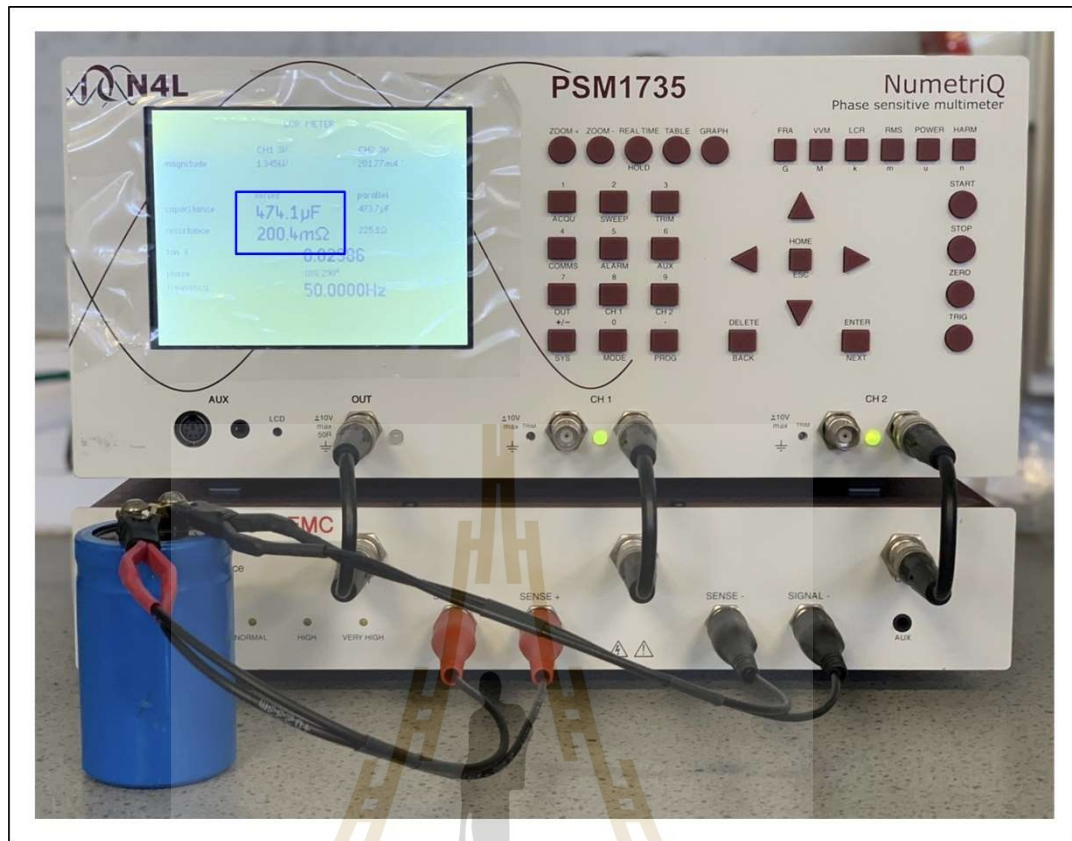
รูปที่ จ.3 การวัดหาค่าพารามิเตอร์ของสายส่งกำลังไฟฟ้ากระแสตรง



รูปที่ จ.4 การวัดหาค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุที่บัสไฟฟ้ากระแสตรง



รูปที่ จ.5 การวัดหาค่าความเหนี่ยวนำของตัวเหนี่ยวนำของวงจรแปลงผันแบบบัคค์



รูปที่ จ.6 การวัดค่าความจุไฟฟ้าของตัวเก็บประจุของวงจรแปลงผันแบบบัก

The logo of Sakon Nakhon Rajabhat University is a large, stylized emblem. It features a central figure of a person standing on a pedestal, surrounded by a circular border with a scalloped edge. The entire logo is rendered in a light, semi-transparent gold and red color.

ภาคผนวก ฉ.

โปรแกรมการควบคุมและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบ
บนบอร์ด DSP TMS320C6713 ร่วมกับบอร์ด FPGA ProAsic3 A3P400

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

```

*****
โปรแกรมการควบคุมและการสร้างเสถียรภาพเชิงปรับตัวของชุดทดสอบของระบบไฟฟ้ากำลัง
บนเครื่องบิน บนบอร์ด DSP TMS320C6713 ร่วมกับบอร์ด FPGA ProAsic3 A3P400
*****

/** ประกาศเรียกใช้งานฟังก์ชันมาตรฐาน, library, และตัวแปรของบอร์ด DSP/FPGA **/

#include <stdio.h>
#include <math.h>
#include <c6x.h>
#include "c67fastMath.h"
#include "c6x11dsk.h"
#include "initfunc.h" // Initialization Function of TIMER0, TIMER1, McBSP1
#include "FPGA.h" // Initialization Function of FPGA
#include "params.h" // Constant Values of Controller
#include "display.h"
#include "Variables.h"
#include "trace.h" // Variable declaration for HPI Daughter Card
#include "host.h" // Inclusion of "host.h" has to be done after variable declarations
/***** Modified by A.Suyapan (J) on 09 July 2019 *****/
/***** Functions Declaration *****/
void init_controller(void); // Initialization of Controller Parameters
void reset_controller(void); // Reset Value of Controller
void pwm_isr(void); // Interrupt Service Routine for Control of Converter
void V_C(void); // Subroutine for Calculation of Vector control algorithm
void swit_times(void); // Subroutine for Calculation of SVPWM Timings
void process_message(void); // Display messages like E-ON, PWM and DUCK

/** เริ่มต้นการทำงานของโปรแกรมหลัก (Main Program) **/
/***** MAIN Program *****/
void main(void)
{
    host_init(TS); // Initialization of Host Port Program
    timer0_init(); // TIMER0 Initialization

```

```

timer1_init(); // TIMER1 Initialization
*(unsigned volatile int*)PLL_CSR = 0x08;
*(unsigned int*)TIMER1_COUNT = 0;
*(unsigned int*)TIMER1_CTRL |= 0x00C0;
while((* (unsigned int*)TIMER1_COUNT) < 3000);
*(unsigned volatile int*)PLL_M = 0x04;
*(unsigned volatile int*)PLL_DIV0 = 0x8000;
*(unsigned volatile int*)PLL_CSR = 0x0;
*(unsigned int*)TIMER1_COUNT = 0;
*(unsigned int*)TIMER1_CTRL |= 0x00C0; // Start timer1
while((* (unsigned int*)TIMER1_COUNT) < 3000);
*(unsigned volatile int *)PLL_CSR |= 0x1;
*(unsigned volatile int*)TIMER0_CTRL &= 0xFF3F;
CSR = 0x100;
IER = 2; // Interrupt enable register
*(unsigned volatile int *)EMIF_GCR = 0x3320;
*(unsigned volatile int *)EMIF_CE0 = 0x30;
*(unsigned volatile int *)EMIF_CE1 = 0xFFFFFFFF03;
*(unsigned volatile int *)EMIF_CE2 = 0x30D3C321;
*(unsigned volatile int *)EMIF_SDCTRL = 0x57116000;
*(unsigned volatile int *)EMIF_SDRP = 0x61A;
init_FPGA(); // Initialization of FPGA for A2D, SVPWM Generation
init_display(); // Initialization of LED on FPGA Board
*( char *)0x90080006 = 2;
init_McBSP1(); // McBSP1 Initialization
dig_angle = *(unsigned volatile int *)McBSP1_DRR; // receiver is ready,read DRR
*(unsigned volatile int *)EXTPOL &= 0xFFFFFFFFE;
ICR = 0xFFFF; // Interrupt clear register
IER |= 0x0010; // Enable ext. int. 4 (pwm_isr)
CSR |= 0x1; // Enable global interrupt
init_controller(); // Initialization of Variables and Constant Values for Controller
*(unsigned int *)DPR1 = 0x00000000;

```

```

*(unsigned int *)DPR1 = 0x00000000;
*(unsigned int *)DPR0 |= 0x00004000; // Enable pwm
*(char *)0x90080006 = 2;
*(unsigned int *)TIMER1_COUNT = 0;
*(unsigned int *)TIMER1_CTRL |= 0x0C0; // Start timer
while ((* (unsigned int *)TIMER1_COUNT) < 15000); // Wait time
*(unsigned int *)TIMER1_CTRL &= 0xFF7F; // Hold timer
*(unsigned int *)TIMER1_CTRL &= 0xFF7F;
*(unsigned int *)TIMER1_COUNT = 0;
*(unsigned int *)TIMER1_CTRL |= 0x0C0;
/** เข้าสู่ลูปการทำงานแบบไม่รู้จัก เพื่อรอการขัดจังหวะ (interrupt) **/
while(1)
{
    process_message();
    for (i = 1; i < 2000; i++)
        if (message_sent)
        {
            HPImsg(7);
            decode_host_msg();
            message_sent = 0;
        }
}
} // End of main()

/** โปรแกรมย่อยสำหรับการขัดจังหวะ (Interrupt Service Routine : ISR) **/
/** Interrupt Service Routine Generating SVPWM **/
interrupt void pwm_isr(void)
{
    *(unsigned int *)DPR9 |= 0x30000;
    DataSetting(); // Start data transmission settings (host.h)
    EN_ON = *(unsigned int *)DPR0 & 0x00000008;
    if(!EN_ON)

```

```

        EN_ONf = 1;
    else EN_ONf = 0;
    // Extract information from FPGA registers
    dpr0 = *(unsigned int*)DPR0;
    // Power on Reset, Reset Trip Button State, Enable Button State
    // PWM_Period, PWM_Reset, PWM_Enable, PWM_FIFO_Level
    // Current direction Input Polarity, Encoder zero pulse polarity, A2D mutiplex,
    // A2D Converter Start
    dpr8 = *(unsigned int*)DPR8; // Software and Hardware Trip
    if(dpr8)
        *(unsigned int*)DPR8 |= 0x0080;
    if((dpr0 & 0x00000008) || (dpr8))
    {
        DriveOn = 0;
        AccidentalEnable = 0;
    }
    else if ((!DriveOn) && (!AccidentalEnable))
    {
        reset_controller();
        DriveOn = 1;
    }
    if(!((dpr0 & 0x00000010)) && (dpr0 & 0x00000008))
        *(unsigned int*)DPR8 &= 0xFFFFFF00;
    *(unsigned int*)TIMER0_COUNT = 0;
    *(unsigned int*)TIMER0_CTRL |= 0x0C0; // start timing
    *(unsigned int*)DPR2 |= 0x00007F00; // set SVPWM
    *(unsigned int*)DPR0 &= 0xFFFFF7FF; // set a2d to software triggered
    *(unsigned int*)DPR0 |= 0x00000040; // start A2D conversion
    while(*(unsigned int *)DPR1 & 0x00000080);
    *(unsigned int *)DPR0 |= 0x00000800;
    adc0 = *(unsigned int *)DPR3; // Read Channel 0 & 1 of A2D Conversion
    adc1 = (adc0 & 0x3FFF0000) >> 16; // Saving Channel 1 Data

```

```

adc0 &= 0x3FFF; // Saving Channel 0 Data
adc2 = *(unsigned int *)DPR4; // Read Channel 2 & 3 of A2D Conversion
adc3 = (adc2 & 0x3FFF0000) >> 16; // Saving Channel 3 Data
adc2 &= 0x3FFF; // Saving Channel 2 Data
adc4 = *(unsigned int *)DPR5; // Read Channel 4 & 5 of A2D Conversion
adc5 = (adc4 & 0x3FFF0000) >> 16; // Saving Channel 5 Data
adc4 &= 0x3FFF; // Saving Channel 4 Data
adc6 = *(unsigned int *)DPR6; // Read Channel 6 & 7 of A2D Conversion
adc7 = (adc6 & 0x3FFF0000) >> 16; // Saving Channel 7 Data
adc6 &= 0x3FFF; // Saving Channel 6 Data
adc8 = *(unsigned int *)DPR7; // Read Channel 8 & 9 of A2D Conversion
adc9 = (adc8 & 0x3FFF0000) >> 16; // Saving Channel 9 Data
adc8 &= 0x3FFF; // Saving Channel 8 Data
//////////////////// Control Algorithm Starts from Here //////////////////////
Ic = (float) (adc0-OFFSET0) * GAIN0;
Ib = (float) (adc1-OFFSET1) * GAIN1;
Ia = (float) (adc2-OFFSET2) * GAIN2;
Vab = (float) (adc3-OFFSET3) * GAIN3;
Vbc = (float) (adc4-OFFSET4) * GAIN4;
Vdc = (float) (adc5-OFFSET5) * GAIN5;
Vb = (float) (adc7-OFFSET7) * GAIN7;
Io = (float) (adc6-OFFSET6) * GAIN6;
/***** Software Protection Logic *****/
if((Ia > IMAX) || (-Ia > IMAX) || (Ib > IMAX) || (Ic > IMAX) || (-Ic > IMAX))
{
    *(unsigned int*)DPR8 |= 0x0001;
    DriveOn = 0;
}
if((Vdc > VclampMax) || (Vb > VclampMax))
{
    *(unsigned int*)DPR8 |= 0x0004;
    DriveOn = 0;
}

```



```

}
if(DriveOn) // Control Works When DriveOn is "1" & "ENABLE" is ON
{
    V_C();// Run main control loop
    swit_times();
} //Control Algorithm Ends from Here
if(*(unsigned int*)DPR2 & 0x00000500)

{
    next_message = 0x452D4F4E;
}
Else
{
    next_message = 0x50574DFF;
}
(unsigned int*)TIMER0_CTRL &= 0xFF7F; // Hold timer
int_delay = *(unsigned int *)TIMER0_COUNT;
DriveOnf = (float)int_delay * FPGA_PERIOD;
DataCapture(); // Store Data in External Memory used in Host Program
} // End of pwm_isr()

/** โปรแกรมของระบบควบคุม ซึ่งเป็นโปรแกรมย่อยของ ISR **/
/***** Main Control *****/
void V_C()
{
    /*****Calculate Van, Vbn and Vcn from Vab and Vbc*****/
    Vab=SQRT2*Vab;
    Vbc=SQRT2*Vbc;
    Van=(TWO_3*Vab)+(I_3*Vbc);
    Vbn=(-I_3*Vab)+(I_3*Vbc);
    Vcn=(-I_3*Vab)-(TWO_3*Vbc);
}

```

```

/*****Calculate  $V_d$ ,  $V_q$  and  $\Theta$  via PLL *****/
Vd=TWO_3*(Van*cosTheta + Vbn*cosTheta_TWOPI_3
+ Vcn*cosThetaTWOPI_3);
Vq=TWO_3*(-Van*sinTheta - Vbn*sinTheta_TWOPI_3 - Vcn*sinThetaTWOPI_3);
/***** PLL Control Loop *****/
ErrVd=VdRef-Vd;
WePrePLL=WePrePLL+KiPLL*Tsampling*ErrVd;
WePLL=KpPLL*ErrVd+WePrePLL;
WePLL_filterd = WePLL_filterd + (WePLL - WePLL_filterd) * Tfilter_We;
GridFrequency=WePLL_filterd*I_TWOPI;
ThetaPLL=ThetaPLL+(TS*WePLL_filterd);
ThetaPLL=BoundTheta(ThetaPLL);
Theta=ThetaPLL;
/*****Calculate  $I_d$  and  $I_q$  from  $I_a$ ,  $I_b$  and  $I_c$  (DQ transformation)*****/
Theta_TWOPI_3=Theta-TWOPI_3;
ThetaTWOPI_3=Theta+TWOPI_3;
SinTheta=sin(Theta); // sin(Theta)
SinTheta_TWOPI_3=sin(Theta_TWOPI_3); // sin(Theta-(2pi/3))
SinThetaTWOPI_3=sin(ThetaTWOPI_3); // sin(Theta+(2pi/3))
CosTheta=cos(Theta); // cos(Theta)
CosTheta_TWOPI_3=cos(Theta_TWOPI_3); // cos(Theta-(2pi/3))
CosThetaTWOPI_3=cos(ThetaTWOPI_3); // cos(Theta+(2pi/3))
Id=TWO_3*(Ia*cosTheta + Ib*cosTheta_TWOPI_3 + Ic*cosThetaTWOPI_3);
Iq=TWO_3*(-Ia*sinTheta - Ib*sinTheta_TWOPI_3 - Ic*sinThetaTWOPI_3);
Id_filterd = Id_filterd + (Id - Id_filterd) * Tfilter_Idq;
Iq_filterd = Iq_filterd + (Iq - Iq_filterd) * Tfilter_Idq;
/*****Adaptive Stabilization *****/
Io_filterd = Io_filterd + (Io - Io_filterd) * Tfilter_Vdc;
Vb_filterd = Vb_filterd + (Vb - Vb_filterd) * Tfilter_Vdc;
Pcpl=(Vb_filterd*Io_filterd)-(Vb_filterd*Vb_filterd)*0.0167;
Kfb=(-0.0000004282)*(Pcpl*Pcpl)+(0.003*Pcpl)-3.079;
if (Kfb<=0)

```

```

{
    Kfb=0;
}
//*****Mitigation based on Loop-Cancellation Technique*****//
Vb_inv = recipsp(Vb_filterd);
TsampLCT_inv=recipsp(TsampLCT);
Vb_inv_k=Vb_inv;
StabilizingSignal=Kfb*TsampLCT_inv*(Vb_inv_k-Vb_inv_k_1);
Vb_inv_k_1=Vb_inv_k;
//*****Droop Controller*****//
VdcRef=Vnominal-(Kd*Io_filterd);
//*****DC-link Voltage (Vdc) Controller*****//
Vdc_filterd = Vdc_filterd + (Vdc - Vdc_filterd) * Tfilter_Vdc;
Vdc_inv = recipsp(Vdc_filterd);
ErrVdc=VdcRef-Vdc_filterd;
if(Mitigation_switch==1)
{
    ErrVdc=VdcRef-Vdc_filterd-StabilizingSignal;
}
if(Vdc_PI > -45 && Vdc_PI < 45) // Anti-Windup
{
    VdcPre=VdcPre+Kiv*Tsampling*ErrVdc;
    Vdc_PI=Kpv*ErrVdc+VdcPre;
}
else
{
    Vdc_PI=Kpv*ErrVdc+VdcPre;
}
if (Vdc_PI >= 45)
{
    Vdc_PI = 45;
}

```

```

else if (Vdc_PI <= -45)
{
    Vdc_PI = -45;
}
//*****Current on q-axis (Iq) Controller*****//
if(Iq_switch==1)
{
    IqRef=Vdc_PI;
}
ErrIq=IqRef-Iq;
if(Iq_PI > -140 && Iq_PI < 140) // Anti-Windup
{
    IqPre=IqPre+Kiq*Tsampling*ErrIq;
    Iq_PI=Kpq*ErrIq+IqPre;
}
else
{
    Iq_PI=Kpq*ErrIq+IqPre;
}
//*****Current on d-axis (Id) Controller*****//
ErrId=IdRef-Id;
if(Id_PI > -140 && Id_PI < 140) // Anti-Windup
{
    IdPre=IdPre+Kid*Tsampling*ErrId;
    Id_PI=Kpd*ErrId+IdPre;
}
else
{
    Id_PI=Kpd*ErrId+IdPre;
}
//***** Controller Outputs for Generating SVPWM *****//
Vd_comp=Id_PI;

```

```

Vq_comp=lq_Pi;
VdSVPWM=(-Vd_comp)+Vd+((TWOPI*400)*Lac*Iq_filterd);
VqSVPWM=(-Vq_comp)+Vq-((TWOPI*400)*Lac*Id_filterd);
} // End of V_C()

/** โปรแกรมสร้าง PWM vectors และ PWM vector times ซึ่งเป็นโปรแกรมย่อยของ ISR **/
/*****swit_times*****/
void swit_times()
{
    ValphaRef =(VdSVPWM*CosTheta)-(VqSVPWM*SinTheta);
    VbetaRef =(VdSVPWM*SinTheta)+(VqSVPWM*CosTheta);
    // Calculate Magnitude and Angle of Reference Vector Vs //
    v_mag = sqrtsp(ValphaRef*ValphaRef + VbetaRef*VbetaRef);
    v_ang = fmod(atan2sp(VbetaRef, ValphaRef)+TWOPI, TWOPI);
    v_mag_filterd = v_mag_filterd + (v_mag - v_mag_filterd) * Tfilter_Vdc;
    // Sector Detection - Sector 1 middle at Phase A Ref. Peak //
    sector = (int) floor(THREE_PI*v_ang);
    // Calculate Sector Angle //
    sector_offset = PI_3 * (double) (sector);
    alpha = v_ang - sector_offset;
    // Calculate Modulation Index from  $m=(\sqrt{3}*V_m)/V_{dc}$  //
    m = SQRT3*v_mag_filterd*Vdc_inv;
    sq3cosA = SQRT3*cossp(alpha); //  $\sqrt{3}*\cos(\alpha)$ 
    sinA = sinsp(alpha);
    maxM = 0.99; // Define Maximum Value of Modulation Index
    if (m>maxM) m = maxM;
    if (m<0.0001) m = 0.0001;
    msq3cos = m*sq3cosA; //  $m*\sqrt{3}*\cos(\alpha)$ 
    msin = m*sinA; //  $m*\sin(\alpha)$ 
    d1 = (msq3cos-msin)*0.5;    sw1 = 1; // Time (V1)
    d2 = msin;                 sw2 = 2; // Time (V2)
    d0 = 1.0-d1-d2;           sw0 = 0; // Time (V0)

```

```

SUBSECTOR = 0;          sw3 = 3;
dl  = d1*Tseq_Pulses; // (T1/2)
dll = d2*Tseq_Pulses; // (T2/2)
dIII = d0*Tseq_Pulses; // (T0/2)
if (CPWM == 1)
{
    // Define Switching Pattern (on-off) based on Sector (SVPWM Vectors)
    swConf0 = sw_2lvl[sector][sw0];
    swConf1 = sw_2lvl[sector][sw1];
    swConf2 = sw_2lvl[sector][sw2];
    swConf3 = sw_2lvl[sector][sw3];
    // DSP tells FPGA and loads switching states (SVPWM Vectors) and timing
    // (SVPWM Vector Times) to Fiber Optic by using FIFO //
    if (dIII>2) *(unsigned int *)DPR1 = (swConf0<<16 | dIII>>2); // V0
    if (dl>2) *(unsigned int *)DPR1 = (swConf1<<16 | dl>>1); // V1
    if (dll>2) *(unsigned int *)DPR1 = (swConf2<<16 | dll>>1); // V2
    if (dIII>2) *(unsigned int *)DPR1 = (swConf3<<16 | dIII>>1); // V7
    if (dll>2) *(unsigned int *)DPR1 = (swConf2<<16 | dll>>1); // V2
    if (dl>2) *(unsigned int *)DPR1 = (swConf1<<16 | dl>>1); // V1
    *(unsigned int *)DPR1 = (swConf0<<16); // V0, PVT=0 for last vector
}
} // End of swit_times()

```

ประวัติผู้เขียน

นายอภิชัย สุยะพันธ์ เกิดเมื่อวันที่ 9 กรกฎาคม พ.ศ. 2534 ที่จังหวัดเชียงใหม่ สำเร็จ การศึกษาระดับปริญญาตรี วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต (วิศวกรรมไฟฟ้า) ด้วยเกียรตินิยมอันดับหนึ่ง และการศึกษาระดับปริญญาโท วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต (วิศวกรรมไฟฟ้า) จากมหาวิทยาลัย เทคโนโลยีสุรนารี จังหวัดนครราชสีมา เมื่อปี พ.ศ. 2556 และปี พ.ศ. 2559 ตามลำดับ และในปี พ.ศ. 2559 ได้เข้าศึกษาต่อในระดับปริญญาเอก สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า มหาวิทยาลัย เทคโนโลยีสุรนารี โดยได้รับทุนการศึกษาจากสำนักงานกองทุนสนับสนุนการวิจัย (สกว.) ภายใต้ โครงการปริญญาเอกกาญจนาภิเษก (คปก.) สาขาวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี ซึ่งในขณะที่ศึกษา มีโอกาสเดินทางไปร่วมทำวิจัยกับสถาบันเทคโนโลยีการบินและอวกาศ (Institute for Aerospace Technology : IAT) มหาวิทยาลัยนอตติงแฮม (University of Nottingham) สหราชอาณาจักร (United Kingdom) เป็นระยะเวลา 1 ปี (มีนาคม พ.ศ. 2562 ถึง มีนาคม พ.ศ. 2563) และนอกจากนี้ ยังได้ทำหน้าที่เป็นผู้สอนปฏิบัติการของสาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี จำนวน 4 รายวิชา ได้แก่ ปฏิบัติการวิศวกรรมไฟฟ้าพื้นฐาน (Fundamental of Electrical Engineering Laboratory) ปฏิบัติการเครื่องจักรกลไฟฟ้าพื้นฐาน (Fundamental of Electrical Machinery Laboratory) ปฏิบัติการเครื่องจักรกลไฟฟ้า (Electrical Machines Laboratory) และการโปรแกรม MATLAB (MATLAB programming)

ผู้วิจัยมีความสนใจงานทางด้านวิเคราะห์และปรับปรุงเสถียรภาพของระบบไฟฟ้ากำลัง การสร้างแบบจำลองและการจำลองสถานการณ์ของระบบอิเล็กทรอนิกส์กำลัง ทฤษฎีระบบควบคุม และระบบไฟฟ้ากำลังบนเครื่องบินสมัยใหม่ ทั้งเครื่องบินที่ใช้ไฟฟ้ามกขึ้นและเครื่องบินที่ใช้ ไฟฟ้าทั้งหมด (all-electric aircraft) ซึ่งจากการทำวิจัยวิทยานิพนธ์นี้ทำให้ผู้วิจัยมีผลงานตีพิมพ์ ปรากฏตีพิมพ์ ก. จำนวน 3 ฉบับ